

# Proyecto Fin de Máster

## Máster en Ingeniería Aeronáutica

### Diseño de una metodología de reparación de paneles de apilado de fibra de carbono unidireccional

Autor: Máximo Henares Extremera

Tutores: D. Jesús Justo Estebaranz

D. Federico París Carballo

**Dpto. de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras**  
**Escuela Técnica Superior de Ingeniería**  
**Universidad de Sevilla**

Sevilla, 2019





Proyecto Fin de Máster  
Máster en Ingeniería Aeronáutica

# **Diseño de una metodología de reparación de paneles de apilado de fibra de carbono unidireccional**

Autor:

Máximo Henares Extremera

Tutores:

Jesús Justo Estebaranz

Profesor Contratado Doctor Interino

Federico Paris Carballo

Catedrático de Universidad

Dpto. de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2019





Proyecto Fin de Máster: Diseño de una metodología de reparación de paneles de apilado de fibra de carbono unidireccional

Autor:     Máximo Henares Extremera

Tutores:   D. Jesús Justo Estebaranz  
              D. Federico París Carballo

El tribunal nombrado para juzgar el Proyecto arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2019

El Secretario del Tribunal



*A mi familia*

*A mis maestros*



# Agradecimientos

---

Este proyecto ha sido posible gracias al apoyo y al trabajo de un equipo humano inigualable.

Sin el conocimiento, intuición, trabajo duro y ayuda de Antonio Cañas, este proyecto podría haber tomado otros derroteros. Gracias Antonio por ayudarme y guiarme en todo lo que te he pedido.

Miguel, gracias por acompañarme durante este periodo de tiempo. Gracias por tus extravagantes historias y por enseñarme a colocar la mente sobre la materia. Gracias por tus consejos tanto profesionales como personales.

Gracias a Lorenzo, a José, a Patri, a José Ramón y a Julio. Su compañía durante el transcurso del proyecto me ha enriquecido sobremedida y lo han hecho más ameno.

Una mención especial merece Jesús Justo y Federico París. Profesores durante el máster, pero más que eso han sido mis mentores y maestros. Gracias a ambos por guiarme y por infundirme ánimo como nadie lo ha hecho nunca.

Finalmente, agradezco a las personas que más quiero en el mundo, a mis padres Máximo y Juana, y a mi hermana Alejandra. Ellos han forjado y limado cada filo de mi personalidad y me han convertido en la persona que soy hoy.

*Máximo Henares Extremera*

*Sevilla, 2019*



# Resumen

---

Este trabajo se ha desarrollado en el Laboratorio de Elasticidad y Resistencia de Materiales (LERM) de la Escuela de Técnica Superior de Ingeniería de la Universidad de Sevilla. Este laboratorio pertenece al Grupo de Elasticidad y Resistencia de Materiales (GERM) que se caracteriza por su amplio conocimiento y líneas de investigación sobre Materiales Compuestos. La reparación de materiales compuestos es una de estas líneas y es en la que se basa el trabajo.

En el sur de España, la industria Aeronáutica supone un 20% del PIB. La presencia de empresas dedicadas a este sector es amplia. En las últimas décadas, el desarrollo de elementos estructurales fabricados en materiales compuestos se ha convertido en una actividad principal.

Este trabajo busca desarrollar una metodología efectiva para realizar reparaciones de materiales compuestos usando el equipo de curado mediante mantas térmicas Hotbonder AHB-380Dv3 y materiales originales de fabricación.





# Índice

---

<b>Agradecimientos</b>	<b>9</b>
<b>Resumen</b>	<b>11</b>
<b>Índice</b>	<b>13</b>
<b>Índice de Tablas</b>	<b>17</b>
<b>Índice de Figuras</b>	<b>19</b>
<b>1 Introducción a los materiales compuestos</b>	<b>1</b>
1.1 <i>Reseña Histórica</i>	1
1.2 <i>Definición de Material Compuesto</i>	2
1.3 <i>Tipos de materiales compuestos según la matriz</i>	2
1.1.1 Matriz polimérica [2]	3
1.1.2 Matriz cerámica	4
1.1.3 Matriz metálica	5
1.4 <i>Tipos de materiales compuestos según el refuerzo</i>	6
1.4.1 Fibra continua [6]	6
1.4.2 Fibras tejidas [8]	8
1.4.3 Partículas [9]	9
1.5 <i>Reparaciones de materiales compuestos [10]</i>	9
1.5.1 Tipos de daños [11]	10
1.5.2 Inspección de daños	11
1.5.3 Tipos de reparación [13]	11
<b>2 Alcance del proyecto</b>	<b>17</b>
2.1 <i>Objetivo principal del proyecto</i>	17
2.2 <i>Metodología</i>	17
2.2.1 Punto de partida	17
2.2.2 Ensayos a realizar	17
2.2.3 Fabricación de los paneles	18
2.2.4 Reparación de los paneles	18
2.2.5 Realización de los ensayos	18
2.3 <i>Estructura del Proyecto</i>	18
2.3.1 Primera parte	19
2.3.2 Segunda parte	19
2.3.3 Tercera parte	19
<b>3 Diseño de los paneles</b>	<b>21</b>
3.1 <i>Apilado del panel tipo 1</i>	21
3.2 <i>Apilado del panel tipo 2</i>	22
3.3 <i>Apilado del panel tipo 3</i>	23
3.4 <i>Resanado del panel tipo 1</i>	24

3.5	<i>Resanado del panel tipo 2</i>	24
3.6	<i>Resanado del panel tipo 3</i>	26
3.7	<i>Reparación del panel tipo 1</i>	26
3.8	<i>Reparación del panel tipo 2</i>	27
3.9	<i>Reparación del panel tipo 3</i>	27
3.10	<i>Curado de los paneles</i>	27
<b>4</b>	<b>Diseño de los ensayos</b>	<b>31</b>
4.1	<i>Determinación de la resistencia a tracción</i>	32
4.1.1	Objeto	32
4.1.2	Normativa de referencia	32
4.1.3	Obtención de muestras	32
4.1.4	Herramientas y equipos	32
4.1.5	Realización del ensayo	32
4.1.6	Resultados esperados	33
4.2	<i>Determinación de la carga última de fallo a flexión</i>	33
4.2.1	Objeto	33
4.2.2	Normativa de referencia	33
4.2.3	Obtención de muestras	33
4.2.4	Herramientas y equipos necesarios	34
4.2.5	Descripción del utillaje necesario	34
4.2.6	Realización del ensayo	34
4.2.7	Validación de resultados	36
4.3	<i>Determinación de la tenacidad a la fractura interlaminar</i>	36
4.3.1	Objeto	36
4.3.2	Normativa de referencia	36
4.3.3	Obtención de muestras	36
4.3.4	Herramientas y equipos necesarios	37
4.3.5	Realización del ensayo	37
4.3.6	Validación de los resultados	37
4.4	<i>Determinación de la vida a fatiga del material</i>	38
4.4.1	Objeto	38
4.4.2	Obtención de muestras	39
4.4.3	Herramientas y equipos necesarios	39
4.4.4	Realización del ensayo	39
4.4.5	Validación de los resultados	39
<b>5</b>	<b>Calibración del equipo de curado</b>	<b>41</b>
5.1	<i>Prueba 1</i>	41
5.2	<i>Prueba 2</i>	44
5.3	<i>Prueba 3</i>	46
5.4	<i>Prueba 4</i>	48
5.5	<i>Prueba 5</i>	50
<b>6</b>	<b>Fabricación de los paneles</b>	<b>53</b>
6.1	<i>Fabricación del panel tipo 1</i>	53
6.2	<i>Fabricación del panel tipo 2</i>	55
6.3	<i>Fabricación del panel tipo 3</i>	57
6.4	<i>Curado de los paneles</i>	58
<b>7</b>	<b>Resanado de los paneles</b>	<b>61</b>
7.1	<i>Inspección por ultrasonidos de las probetas</i>	61
7.2	<i>Resanado de los paneles</i>	62
<b>8</b>	<b>Reparación de los paneles</b>	<b>67</b>
8.1	<i>Apilado del parche de reparación</i>	67
8.2	<i>Curado del parche de reparación</i>	69

<b>9</b>	<b>Obtención de las probetas</b>	<b>73</b>
9.1	<i>Preparación previa obtención de las probetas de los paneles a tracción</i>	73
9.1.1	Fabricación de los tacones	73
9.1.2	Pegado de los tacones	75
9.2	<i>Obtención de las probetas</i>	77
9.2.1	Probetas para el ensayo de tenacidad a la fractura interlaminar	77
9.2.2	Probetas para el ensayo de tracción	77
9.2.3	Probetas para el ensayo de flexión	78
9.2.4	Secado de los paneles	78
9.3	<i>Fabricación de la probeta para microscopía</i>	79
9.3.1	Obtención de muestras	79
9.3.2	Encapsulado de las muestras	80
9.3.3	Lijado de la pastilla metalográfica	81
<b>10</b>	<b>Resultados de los ensayos</b>	<b>83</b>
10.1	<i>Estudio micrográfico</i>	83
10.2	<i>Ensayos de tracción</i>	84
10.2.1	Resultados de las probetas sin reparar	85
10.2.1	Resultados de las probetas reparadas	88
10.3	<i>Ensayos de flexión</i>	91
10.3.1	Antecedentes	91
10.3.1	Descripción del utillaje	93
10.3.1	Resultados de las probetas sin reparar	95
10.3.1	Resultados de las probetas reparadas	96
10.4	<i>Ensayos de tenacidad a la fractura interlaminar</i>	99
10.4.1	Resultados obtenidos	99
10.5	<i>Ensayos de fatiga</i>	103
10.5.1	Resultados obtenidos	103
<b>11</b>	<b>Conclusiones</b>	<b>105</b>
11.1	<i>Conclusiones sobre la fabricación y reparación de los paneles</i>	105
11.2	<i>Conclusiones de los ensayos</i>	105
11.2.1	Conclusiones de los ensayos a tracción	106
11.2.2	Conclusiones de los ensayos a flexión	106
11.2.3	Conclusiones de los ensayos de tenacidad a la fractura interlaminar	106
11.2.4	Conclusiones de los ensayos a fatiga	106
<b>12</b>	<b>Líneas futuras</b>	<b>107</b>
<b>Anexo 1.</b>	<b>Resultados de los ensayos</b>	<b>111</b>
1.1	<i>Ensayos de tracción</i>	111
1.1.1	Resultados sobre probetas sin reparar	111
1.1.2	Resultados sobre probetas reparadas	114
1.2	<i>Ensayos de flexión</i>	117
1.2.1	Resultados sobre probetas sin reparar	117
1.2.1	Resultados sobre probetas reparadas	119
1.3	<i>Ensayos de la tenacidad a la fractura interlaminar</i>	122
1.4	<i>Ensayos de fatiga</i>	124
<b>Referencias</b>		<b>129</b>



# ÍNDICE DE TABLAS

---

Tabla 1.1 Propiedades típicas de las resinas termoplásticas PS, PVC, Nylon 6, PE y PP [3]	3
Tabla 1.2 Propiedades típicas de las resinas termoestables Epoxi, Poliéster y Fenólica [3]	4
Tabla 1.3 Propiedades de matrices poliméricas reforzadas típicas [3]	4
Tabla 1.4 Propiedades de matrices cerámicas puras y reforzadas típicas [2]	5
Tabla 1.5 Propiedades de matrices metálicas puras y reforzadas típicas [5]	6
Tabla 1.6 Propiedades de las fibras típicas seca [7]	7
Tabla 1.7 Propiedades de materiales de matriz poñimérica reforzados con fibra [7]	7
Tabla 1.8 Tipos de daño [12]	10
Tabla 1.9 Evaluación del método de inspección para cada tipo de daño	12
Tabla 5.1 Limitaciones en el gradiente de temperatura de las mantas térmicas grande e intermedia	41
Tabla 5.2 Perfil de temperaturas para el curado con manta térmica	42
Tabla 5.3 Perfil de temperaturas para el curado con manta térmica	52
Tabla 9.1 Pasos del proceso de lijado	81
Tabla 10.1 Resultados de los ensayos a tracción sobre las probetas sin reparar	85
Tabla 10.2 Resultados de los ensayos a tracción sobre las probetas reparadas	89
Tabla 10.3 Resultados de los ensayos a tracción sobre las probetas sin reparar	95
Tabla 10.4 Resultados de los ensayos a tracción sobre las probetas sin reparar	97
Tabla 10.5 Resultados del ensayo de tenacidad a la fractura interlaminar	100
Tabla 10.6 Resultados de los ensayos a fatiga	103



# ÍNDICE DE FIGURAS

---

Figura 1.1 Influencia de la longitud de la fibra sobre la resistencia que presenta para (a) $l = l_c$ , (b) $l > l_c$ y (c) $l < l_c$	7
Figura 1.2 Tipos de materiales reforzados por fibras cortas según la orientación de las fibras	8
Figura 1.3 Tipos de tejidos de fibra	8
Figura 1.4 Reparación cosmética	13
Figura 1.5 Reparación por inyección de resina [14]	13
Figura 1.6 Tipo de reparación ‘doubler’.	14
Figura 1.7 Reparación (a) angulada simple, (b) angulada doble, (c) escalonada simple y (d) escalonada doble	14
Figura 1.8 (a) Reparación a nivel escalonada y (b) Reparación a nivel angulada [14]	15
Figura 1.9 Reparación de un panel mediante uniones mecánicas [14]	15
Figura 2.1 Esquema de la metodología desarrollada en el proyecto	18
Figura 3.1 Apilado de la lámina desmoldeante central del panel 1	22
Figura 3.2 Apilado de la lámina desmoldeante del extremo del panel 1	22
Figura 3.3 Apilado de la lámina desmoldeante central del panel 2	23
Figura 3.4 Apilado de la lámina desmoldeante central del panel 3	24
Figura 3.5 Esquema del resanado del panel 1	25
Figura 3.6 Esquema del resanado del panel 2	25
Figura 3.7 Esquema del resanado del panel 3	26
Figura 3.8 Esquema de la bolsa de vacío	28
Figura 4.1 Probeta para el ensayo de tracción	32

Figura 4.2 Diagrama ‘Carga-Desplazamiento vertical de la mordaza-Apertura extensómetro’ tipo para el ensayo a tracción	33
Figura 4.3 Probeta para el ensayo	34
Figura 4.4 Esquema del montaje del a probeta de ensayos	35
Figura 4.5 Dimensiones principales del montante de la probeta de ensayos	35
Figura 4.6 Diagrama ‘Carga-Desplazamiento vertical de la mordaza’ tipo para el ensayo a flexión	36
Figura 4.7 Probeta para el ensayo	37
Figura 4.8 Diagrama ‘carga - desplazamiento de la mordaza’	38
Figura 5.1 Ciclo de curado del preimpregando de fibra ‘HexPly 8552’	42
Figura 5.2 (a) Panel con los termopares y, (b) Bolsa de vacío completa	43
Figura 5.3 Perfil de temperaturas y lectura de los termopares de la prueba 1	43
Figura 5.4 Acabado superficial del panel de la prueba 1	44
Figura 5.5 Bolsa de vacío de la prueba 2	44
Figura 5.6 Perfil de temperaturas y lectura de los termopares de la prueba 2	45
Figura 5.7 Acabado superficial del panel de la prueba 2	45
Figura 5.8 Panel con la reparación fabricada (a) fresco y (b) curado	46
Figura 5.9 (a) Panel fijado por los extremos antes del apilado y (b) Panel con el parche de reparación apilado y fresco	46
Figura 5.10 (a) Panel de la prueba 3 con el termopar insertado y (b) Bolsa de vacío de la prueba 3	47
Figura 5.11 Perfil de temperaturas y lectura de los termopares de la prueba 3	47
Figura 5.12 Panel reparado de la prueba 3	48
Figura 5.13 Panel de la prueba 4	48
Figura 5.14 a) Panel de la prueba fijado por los extremos antes del apilado y (b) Panel con el parche de reparación apilado y fresco	49
Figura 5.15 (a) Panel de la prueba 4 con el termopar insertado y (b) Bolsa de vacío de la prueba 4	49
Figura 5.16 Perfil de temperaturas y lectura de los termopares de la prueba 4	50
Figura 5.17 Panel curado de la prueba 4	50
Figura 5.18 (a) Panel de la prueba 4 fresco y, (b) Panel con termopares y manta térmica	51
Figura 5.19 Bolsa de vacío final	51
Figura 5.20 Perfil de temperaturas y lectura de los termopares de la prueba 5	52
Figura 6.1 (a) Lámina de teflón doblada y, (b) Detalle de la longitud de la lámina de teflón	53
Figura 6.2 (a) Lámina de desmoldeante sobre el apilado y, (b) Detalle de la longitud del desmoldeante	54
Figura 6.3 Bolsa de precompactación	54
Figura 6.4 (a) Lámina de desmoldeante del extremo y, (b) Detalle de la longitud del desmoldeante	55
Figura 6.5 Láminas de desmoldeantes fijadas en el papel protector de la primera lámina	55
Figura 6.6 (a) Lámina de teflón sobre el panel tipo 2 y, (b) Detalle de la longitud del teflón	56
Figura 6.7 (a) Lámina de +45° apilada sobre el teflón y, (b) detalle del desmoldeante con la lámina	56
Figura 6.8 (a) Desmoldeante fijado al panel con adhesivo y, (b) compactación del apilado	56
Figura 6.9 (a) Lámina de teflón sobre el panel tipo 3 y, (b) Detalle de la longitud del teflón	57
Figura 6.10 (a) Desmoldeante fijado en el papel protector y, (b) bolsa de compactación utilizada	57
Figura 6.11 (a) Paneles sobre el desmoldeante y rodeados de corcho y, (b) Desmoldeante colocado sobre los	



paneles	58
Figura 6.12 Bolsa de vacío de los paneles	59
Figura 6.13 (a) Bolsa de vacío tras el curado y, (b) Paneles curados sobre el desmoldeante	59
Figura 6.14 Paneles curados	60
Figura 7.1 (a) Área a inspeccionar con acoplante y, (b) Probetas marcadas	61
Figura 7.2 (a) Onda probeta y, (b) Onda delaminación	62
Figura 7.3 Probetas con la geometría del escalonado marcado	62
Figura 7.4 Lijadora neumática con cabeza y lijas	63
Figura 7.5 Área de trabajo para el resanado	63
Figura 7.6 (a) Capas eliminadas en el área de la delaminación y, (b) Borde de la delaminación cortado	64
Figura 7.7 Delaminación	64
Figura 7.8 Primer escalonado resanado	65
Figura 7.9 Resanado hasta lámina de $-45^\circ$	65
Figura 7.10 (a) Panel deformado tras el resanado y, (b) Geometría del escalonamiento tras el resanado	66
Figura 8.1 (a) Panel tipo 2, (b) Panel tipo 3 y, (c) Panel tipo 1	68
Figura 8.2 (a) Parche apilado en el panel tipo 3, (b) Parche apilado en el panel tipo 2 y, (c) Parche apilado en el panel tipo 1	68
Figura 8.3 Paneles fijados al desmoldeante	69
Figura 8.4 (a) Manta térmica sobre los paneles reparados tipo 2 y 3 y, (b) Manta térmica sobre el panel tipo 1	70
Figura 8.5 (a) Bolsa de vacío de los paneles tipo 2 y 3 y, (b) Bolsa de vacío del panel tipo 1	70
Figura 8.6 Perfil de temperaturas del ciclo de curado del panel de tipo 1	71
Figura 8.7 Perfil de temperaturas del curado de los paneles del tipo 2 y 3	71
Figura 8.8 Parches curados	72
Figura 9.1 (a) Tacones sobre la plancha metálica y, (b) Base de las tomas de vacío sobre el aireador	74
Figura 9.2 Bolsa cerrada y con vacío	74
Figura 9.3 Proceso de corte de los tacones de fibra de vidrio	74
Figura 9.4 Paneles lijados	75
Figura 9.5 (a) Adhesivo fijado con pinas al tacón y, (b) Tacón pegado al panel con pinzas	75
Figura 9.6 (a) Panel sin reparar con tacones y, (b) Panel reparado con tacones	76
Figura 9.7 (a) Paneles sobre el desmoldeante y, (b) Bolsa acabada	76
Figura 9.8 Panel tipo 1 cortado	77
Figura 9.9 Paneles tipo 3 para las probetas de tracción	77
Figura 9.10 (a) Panel tipo 2 para probetas sin reparar, (b) Panel tipo 2 para probetas reparadas y (c) Panel tipo 1 para probetas reparadas	78
Figura 9.11 (a) Paneles de flexión y tenacidad a fractura interlaminar y, (b) Paneles de tracción y flexión en el horno	78
Figura 9.12 Panel del que se han extraído las muestras para la microscopía	79
Figura 9.13 Áreas delimitadas para la extracción de las muestras	79
Figura 9.14 Muestras obtenidas tras el corte	80
Figura 9.15 (a) Muestras colocadas en el útil de sujeción y, (b) Molde de encapsulado	80

Figura 9.16 Base y catalizado de la resina empleada	80
Figura 9.17 Lijadora LaboPol-5	81
Figura 9.18 (a) Pastilla antes de lijar y, (b) Pastilla tras el lijado	82
Figura 10.1 Mosaico de las micrografías tomadas	83
Figura 10.2 (a) Detalle del escalonamiento y, (b) Detalle del área base de la reparación	84
Figura 10.3 Probeta montada en la máquina de ensayos	84
Figura 10.4 Resultados de los ensayos a tracción sobre las probetas sin reparar	86
Figura 10.5 Lectura de carga frente a extensómetro en los ensayos sobre las probetas sin reparar	86
Figura 10.6 Probetas rotas tras la realización del ensayo	87
Figura 10.7 Detalle de las zonas de rotura de la probeta TS2	88
Figura 10.8 Resultados en carga de los ensayos a tracción sobre las probetas reparada	89
Figura 10.9 Resultados de caga frente extensometría de los ensayos a tracción sobre las probetas reparadas	90
Figura 10.10 Probetas rotas tras la realización del ensayo	90
Figura 10.11 (a) Montaje para el ensayo a flexión inicial y, (b) Probeta flectada durante la realización del ensayo	91
Figura 10.12 Probetas para los ensayos a flexión del panel tipo 2	91
Figura 10.13 Resultados de la primera prueba de los ensayos a flexión	92
Figura 10.14 Segundo útil empleado en el ensayo a flexión	92
Figura 10.15 Resultados de la segunda prueba de los ensayos a flexión	93
Figura 10.16 (a) Modelo 3D del útil y, (b) Corte en alzado acotado	94
Figura 10.17 Montaje final para el ensayo a flexión	94
Figura 10.18 Prueba con el utillaje final	95
Figura 10.19 Resultados de los ensayos a flexión sobre las probetas sin reparar	96
Figura 10.20 Resultados de los ensayos a flexión sobre las probetas reparadas	97
Figura 10.21 Probeta de flexión dañada tras el ensayo	98
Figura 10.22 Probeta de flexión partida manualmente tras el ensayo	98
Figura 10.23 Montaje de la probeta en la máquina de ensayos	99
Figura 10.24 Diagrama ‘Carga – Apertura de las mordazas’ correspondiente a la probeta 2	100
Figura 10.25 Diagrama ‘Carga – Apertura de las mordazas’ correspondiente a la probeta 3	101
Figura 10.26 Diagrama ‘Carga – Apertura de las mordazas’ correspondiente a la probeta 4	101
Figura 10.27 (a) Deformación de la probeta previo a la rotura y, (b) Rotura de la probeta 1	102
Figura 10.28 (a) Rotura parcial de la probeta y, (b) Rotura total de la probeta	102
Figura 10.29 Rotura entre láminas contiguas	103
Figura 12.1 Monolítico de fibra de carbono dañado	107
Figura 12.2 Impactómetro Heavy-Duty	108
Figura 12.3 Reparación in-situ	108
Figura 12.4 Parche de reparación de tejido sobre monolítico de cinta unidireccional	109

# 1 INTRODUCCIÓN A LOS MATERIALES COMPUESTOS

---

El documento que se dispone a leer es el resultado de una investigación promovida por el departamento de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras y el Laboratorio de Elasticidad y Resistencia de Materiales, ambos de la Universidad de Sevilla, junto con la Asociación de Investigación y Cooperación Industrial de Andalucía. Estas tres entidades han promocionado y avalado económica y técnicamente la labor de investigación realizada.

“Diseño de una metodología de reparación de paneles de apilado de fibra de carbono unidireccional” es el nombre que ha recibido el documento fruto de los esfuerzos realizados durante el desarrollo del proyecto. Este se basa en la reparación de materiales compuesto, poniendo el punto de mira en la fibra de carbono.

## 1.1 Reseña Histórica

La evolución de la humanidad se ha debido, paralelamente a la investigación en los campos de la medicina, agricultura, ganadería, regadío, etc., al continuo avance en el descubrimiento de nuevos materiales. El concepto de material compuesto es antiguo, de hecho, tanto como la naturaleza. En esta, incluso se encuentran presentes los materiales compuestos. Un claro ejemplo de esto podría ser la madera, o el hueso.

A lo largo de la historia antigua, el uso de los materiales compuestos ha sido evidente. Se han empleado tanto para la fabricación de armamento, como para la construcción de estructuras. De hecho, a mediados del siglo XIX se crea el hormigón armado para la construcción de edificios y puentes. Pero no es hasta el siguiente siglo cuando se comienzan a investigar los materiales compuestos tal y como se conocen en la actualidad.

A mediados del siglo XX distintas compañías manufactureras de aviones como Fokker y Beechcraft comienzan a investigar el uso de materiales compuestos por aluminio y fibra de vidrio para introducirlos en sus productos. En las dos décadas siguientes, el sector espacial se siente atraído por estos innovadores materiales y comienza a emplearlos en la construcción de sistemas propulsores. Paralelamente, y debido al transcurso de una época belicosa en Europa. El sector armamentístico y naval, a los cuales les urge innovar en su ingeniería para posicionarse como cabecera en el mercado, comienzan a investigar y a introducir los materiales compuestos en su ámbito de aplicación [1].

Como consecuencia, se pone en evidencia la utilidad de este tipo de material, que ha demostrado un gran desempeño y aplicabilidad. En los últimos años, el empleo de los materiales compuestos no ha dejado de crecer y de penetrar en mercados como el automovilístico. El resultado de esto ha sido la creación de grandes líneas de desarrollo en el campo de la investigación y fabricación con estos materiales, y en cierto modo, este proyecto se debe a eso.

## 1.2 Definición de Material Compuesto

El concepto de material compuesto es amplio. Existen tal cantidad de materiales compuestos que resulta imposible tomar una definición única. La definición más genérica es:

---

*Material resultante de la unión de dos o más materiales con unas propiedades distintas a las de sus materiales de origen*

---

Esta definición aúna una gran cantidad de materiales que se emplean hoy en día en la construcción de distintos tipos de estructuras. Dentro de esta definición se encuentran materiales como las aleaciones metálicas, el adobe (material de construcción compuesto por arcilla y fibras naturales, usualmente paja) y el hormigón. Este tipo de materiales están fuera del alcance de este proyecto y distantes del concepto moderno de material compuesto. Así pues, una definición más concreta y actual podría ser:

---

*Material fabricado resultante de la unión, a escala macroscópica, de dos o más materiales, a través de la creación de una interfase de separación de gran resistencia para conseguir unas propiedades que no se obtendrían con los materiales originales actuando por separado*

---

En la práctica, los materiales compuestos están formados por un material de unión, de fase continua, y un material de refuerzo; usualmente en forma de fibra, aunque existen otros tipos. En base a esta idea, los materiales compuestos se pueden clasificar en función del tipo de refuerzo que se emplea, o en función del tipo de matriz.

Existen distintos tipos de refuerzo, aunque los más usuales son:

- Materiales reforzados con fibras continuas
- Materiales reforzados con fibra corta
- Materiales reforzados con fibras tejidas
- Materiales reforzados con partículas

Hay que tener en cuenta que tanto tejido como fibra unidireccional pueden orientarse para obtener distintas propiedades en distintas direcciones y que las fibras cortas pueden tener una orientación preferente o aleatoria.

En función del tipo de matriz, la clasificación es:

- Materiales de matriz polimérica
- Materiales de matriz cerámica
- Materiales de matriz metálica

## 1.3 Tipos de materiales compuestos según la matriz

La matriz es la encargada de garantizar la cohesión del material, proteger al refuerzo del ambiente y de distribuir las cargas entre todo el dominio del material. Respecto a la función cohesión, es importante que las fibras estén unidas por la matriz, pero también hay que tener en cuenta que han de estar separadas entre ellas para evitar la propagación de grietas. Por otro lado, para que la transmisión de cargas sea óptima, la matriz no deberá tener un módulo de elasticidad demasiado elevado.

Los tres tipos de matrices que se emplean en los materiales compuestos son la polimérica, la cerámica y la metálica. Dentro de estas matrices se pueden embeber cualquier tipo de las fibras que se mencionaban anteriormente. Cada tipo de combinación matriz-refuerzo tiene unas propiedades y de estas dependerá su aplicación real en condiciones de trabajo.

A continuación se pasa a describir en más profundidad cada tipo de matriz, sus propiedades y aplicación en la

industria.

### 1.1.1 Matriz polimérica [2]

Los polímeros son materiales constituidos por sustancias orgánicas (o semiorgánicas) que se forman a través de la unión de unidades elementales, que reciben el nombre de monómero, formando una cadena repetitiva. La unión de estos monómeros es el proceso de polimerización. La polimerización puede ser por adición, si el monómero no pierde átomos en la unión, o por condensación, si los pierde respecto a su estado inicial. Además, los mecanismos de unión de monómeros pueden ser en cadena o en etapas:

- En el crecimiento en cadena los monómeros se unen sucesivamente, creándose en primera instancia un dímero (dos monómeros unidos), después un trímero, un tetramero, y así hasta formar el polímero completo.
- El crecimiento por etapas es similar al anterior a excepción de que la unión de los monómeros no sigue un orden establecido. Por ejemplo, una unión puede ser entre un dímero y un trímero.

Los polímeros pueden ser naturales, semisintéticos o sintéticos.

- Naturales: son aquellos que se forman de manera natural como el caucho, la celulosa, el almidón, etc.
- Semisintéticos: son polímeros naturales alterados por el humano como el caucho vulcanizado, la nitrocelulosa, etc.
- Sintéticos: son aquellos fabricados artificialmente por el humano como las resinas, los plásticos, algunos elastómeros como el neopreno, etc.

Las resinas poliméricas son las más empleadas en la fabricación de materiales compuestos y pueden ser termoplásticas o termoestables.

- Resinas termoplásticas: son solubles en solventes adecuados y se funden a temperaturas determinadas pudiendo ser reutilizables una vez polimerizadas. Dentro de estas resinas se encuentra el policloruro de vinilo (PVC), el polietileno (PE), polipropileno (PP), poliestireno (PS), acetato, Nylon, etc.
- Resinas termoestables: no son solubles, el proceso de polimerización es irreversible, es decir, una vez curadas no se puede revertir el proceso, y presentan una alta rigidez (en comparación con las termoplásticas). Dentro de estas resinas se encuentra la epoxy, fenólica, bismaleimidas (BMI), poliamidas, poliéster, etc.

Cada tipo de resina tiene unas propiedades determinadas, en la Tabla 1.1 y Tabla 1.2 se muestran las propiedades de algunas resinas típicas termoplásticas y termoestables respectivamente.

Tabla 1.1 Propiedades típicas de las resinas termoplásticas PS, PVC, Nylon 6, PE y PP [3]

Material	Densidad [gr/cm <sup>3</sup> ]	Módulo de Young [10 <sup>3</sup> Kp/cm <sup>2</sup> ]	Resistencia a tracción [Kp/cm <sup>2</sup> ]	Alargamiento rotura [%]	Temperatura de transición vítrea [°C]
PS	1,05 - 1,07	27 - 34	420 - 560	1 - 3	100
PVC	1,35-1,5	25 - 42	450 - 600	25 - 35	81
Nylon 6	1,13	30 - 35	600 - 800	250 - 300	50
PE	0,92	15 - 17	150 - 200	450 - 600	-35
PP	0,9	11 - 13	340 - 400	500 - 700	-10

Tabla 1.2 Propiedades típicas de las resinas termoestables Epoxi, Poliéster y Fenólica [3]

Material	Densidad [gr/cm <sup>3</sup> ]	Módulo de Young [10 <sup>3</sup> Kp/cm <sup>2</sup> ]	Resistencia a tracción [Kp/cm <sup>2</sup> ]	Alargamiento rotura [%]	Temperatura de transición vítrea [°C]
<b>Epoxi</b>	1,11 – 1,4	30 - 60	350 - 1000	2,6	120
<b>Poliéster</b>	1,2 - 1,5	20 - 45	400 - 900	2	100 - 280
<b>Fenólica</b>	1,3 – 1,4	60	450 - 600	0,6 - 1	75

Los materiales compuestos de resina polimérica son los más empleados en la industria tanto para aplicaciones de carácter estructural como para las que no lo requieren. Las principales industrias que emplean estos materiales son la de automoción, aeronáutica y de manera incipiente, la energética y naval. En la Tabla 1.3 se muestran las propiedades de matrices poliméricas reforzadas.

Tabla 1.3 Propiedades de matrices poliméricas reforzadas típicas [3]

Material	Densidad ( $\rho$ ) [Kg/m <sup>3</sup> ]	Módulo de Elasticidad (E) [GPa]	$\sigma_{\max}$ [MPa]	Módulo Específico [E/ $\rho$ ]	Resistencia Específica [ $\sigma_{\max}/\rho$ ]
<b>Epoxi + Vidrio (E)</b> ( $V_f = 0,57$ Fibra continua)	1,97	21,5	570	10,9	289,3
<b>Epoxi + Kevlar 49</b> ( $V_f = 0,6$ Fibra continua)	1,4	40	800	28,6	571,4
<b>Epoxi + Carbono</b> ( $V_f = 0,6$ Fibra continua)	1,54	83	970	53,9	629,9

### 1.1.2 Matriz cerámica

Los materiales cerámicos están constituidos por sólidos inorgánicos, metálicos o no metálicos, que se fabrican mediante procesos termoquímicos. Los materiales cerámicos se clasifican en tres grupos [4]:

- Vidrios: son materiales cerámicos no cristalinos, es decir, cuya estructura atómica es amorfa (no sigue ningún patrón). La mayor parte de estos son silicatos amorfos.
- Materiales cerámicos tradicionales: materiales arcillosos, derivados de silicatos, empelados típicamente en alfarería y construcción.
- Materiales cerámicos nuevos: son los empleados en la fabricación de materiales compuestos. Estos materiales cerámicos se centran en compuestos de carburo y óxido. Entre estos, los más empleados son la alúmina ( $\text{Al}_2\text{O}_3$ ) y el carburo de silicio ( $\text{SiC}$ ).

El objetivo de disponer de un material cerámico, con su inherente resistencia térmica y, con un valor de tenacidad lo suficientemente alto como para poder tener aplicación estructural es muy interesante en la industria. El aumento de la tenacidad de estos materiales cerámicos se consigue reforzándolos con fibras, dado pie así a un material compuesto. Un ejemplo de esto es el refuerzo de la alúmina. La alúmina pura presenta una tenacidad a la fractura en modo I de  $4.5 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ . Al ser reforzada por fibras cortas de carburo de silicio con una relación en peso del 25% este aumenta a  $8.0 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ . En la Tabla 1.4 se muestran las propiedades de algunas matrices cerámicas usuales antes y después de ser reforzadas.

A pesar de todo, su fabricación es compleja, debe existir compatibilidad en los coeficientes de expansión de la

matriz y del refuerzo. La matriz se rompe durante el enfriamiento si el coeficiente de expansión de la fibra es menor al de la matriz. Por el contrario, si es mayor el de la fibra que el de la matriz disminuye la adhesión fibra-matriz ya que en el enfriamiento las fibras se encogen. Por otro lado, otro problema que presentan estos materiales es la necesidad de que exista compatibilidad química entre matriz y refuerzo. Suele ser un problema reforzar con fibras metálicas ya que es probable que aparezcan fenómenos de corrosión que empeoran las propiedades del material.

Debido a todo esto, las aplicaciones en la industria quedan relegadas a situaciones muy específicas en las que se necesiten altas propiedades de resistencia a compresión y altas prestaciones a elevada temperatura. Este es el caso de los sistemas de frenos de vehículos de competición y de alta gama y de los recubrimientos de los vehículos espaciales, entre otros.

Tabla 1.4 Propiedades de matrices cerámicas puras y reforzadas típicas [2]

Material	Módulo de Elasticidad [GPa]	$\sigma_{\max}$ [MPa]	Tenacidad a la fractura [MPa m <sup>1/2</sup> ]
<b>Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> (99% de pureza)</b>	340	300	4,5
<b>Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> + SiC (V<sub>f</sub> = 0,5 Fibra corta)</b>	390	900	8
<b>Vidrio borosilicato (Pyrex)</b>	-	70	0,7
<b>Pyrex + Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> (V<sub>f</sub> = 0,4 Fibra continua)</b>	-	305	3,7
<b>Aluminosilicato de lito (LAS)</b>	86	160	1,1
<b>LAS + SiC (V<sub>f</sub> = 0,5 Fibra continua)</b>	135	640	17
<b>Mullita</b>	-	244	2,8
<b>Mullita + SiC (V<sub>f</sub> = 0,2 Fibra corta)</b>	-	452	4,4

### 1.1.3 Matriz metálica

Los materiales compuestos de matriz metálica emplean metales de baja densidad para salvaguardar unas altas propiedades específicas, ventaja principal de los materiales compuestos frente a los tradicionales. Además, estas matrices presentan una elevada conductividad térmica y eléctrica, elevadas propiedades mecánicas (en comparación al resto de matrices) y un buen comportamiento a elevada temperatura. Estas propiedades es lo que hace que estos tipos de compuestos sean de interesante utilización.

Los metales más usados como matriz son el aluminio, el titanio y el magnesio debido a su baja densidad.

- El aluminio es el más utilizado debido a que es el más barato de los tres, es fácil de mecanizar y se pasiva naturalmente creando una capa de alúmina que lo protege del ambiente.
- El titanio, aunque es más denso que el aluminio, tiene un punto de fusión bastante más elevado por lo que se puede utilizar en condiciones de elevada temperatura. A pesar de todo, es caro, por lo que su utilización queda destinada a elementos muy concretos. Este metal también es resistente a la oxidación.
- El magnesio es el de menor densidad y presenta unas propiedades mecánicas buenas, pero hay que protegerlo frente a la oxidación.

Los materiales de matriz metálica suelen ser reforzadas con partículas o fibras largas de alúmina y carburo de silicio, principalmente. En los últimos años, se está incorporando la utilización de intermetálicos y superaleaciones como matrices.

El principal inconveniente que presentan estos materiales es su baja ductilidad. En la Tabla 1.5 se muestran las

propiedades de algunas matrices metálicas usuales antes y después de ser reforzadas.

Tabla 1.5 Propiedades de matrices metálicas puras y reforzadas típicas [5]

Material	Módulo de Elasticidad [GPa]	$\sigma_{0,2}$ [MPa]	$\sigma_{max}$ [MPa]	Alargamiento [%]	Tenacidad a la fractura [MPa m <sup>1/2</sup> ]
Al-Cu	70,5	170	261	14,0	-
Al-Cu +Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub> (V <sub>f</sub> = 0,2 fibra)	95,4	238	374	2,2	-
Al-2024-T6	73,8	432	482	10,2	-
Al-2024-T6 + SiC (V <sub>f</sub> = 0,1 - 10 µm partic.)	93,8	437	784	6,9	18
Al-2124-T6	73,1	425	474	8,0	26
Al-2124-T6 + SiC (V <sub>f</sub> = 0,17 - 3 µm partic.)	99,6	510	590	4,0	17
Al-7075-T6	71,1	617	659	11	-
Al-7075-T6 + SiC (V <sub>f</sub> = 0,12 - 10 µm partic.)	92,2	597	646	2,6	-

## 1.4 Tipos de materiales compuestos según el refuerzo

El refuerzo es el encargado de aportar unas propiedades mecánicas elevadas al material. Este puede presentarse en distintos formatos: fibra continua, fibra corta, fibra tejida o como partículas.

Aunque a priori se puede usar cualquier tipo de fibra en cada uno de estos formatos, la realidad es que cada uno presenta un tipo de fibra preferente. Por ejemplo, para fibras continuas se suele emplear vidrio, carbono o aramida, para refuerzos por partículas se suelen emplear otros materiales cerámicos como la alúmina.

En los siguientes epígrafes se pasa a describir en más profundidad cada tipo de refuerzo, sus propiedades y usos.

### 1.4.1 Fibra continua [6]

La fibra continua, junto con la tejida, es el formato más empleado en la industria. Este tipo de fibra se puede encontrar tanto seca como preimpregnada. La realidad es que el formato más empleado es el preimpregnado ya que es con el que se obtienen mejores resultados, siempre que el ciclo de curado sea adecuado. Además, la fabricación con preimpregnados es más sencilla, aunque más costosa.

En el mercado se pueden encontrar como cintas que van desde 0,5 pulgadas de ancho hasta las 60 pulgadas. Las cintas de menor ancho suelen emplearse en máquinas de apilado automático mientras que las de mayor ancho se emplean en el apilado manual.

Esta fibra continua preimpregnada, físicamente, son mazos de fibra de pequeño diámetro colocadas paralelamente y embebidos en una resina que puede ser termoestable o termoplástica. Las fibras continuas más empleadas son las de carbono, vidrio y aramida (conocida comercialmente como Kevlar) cuyas propiedades como fibra seca y reforzando una resina polimérica se muestran en la Tabla 1.6 y Tabla 1.7.



Tabla 1.6 Propiedades de las fibras típicas seca [7]

Material	Dinámetro [μm]	Densidad [kg/m <sup>3</sup> ]	Módulo Young E <sub>11</sub> [GPa]	Módulo Young E <sub>22</sub> [GPa]	Resistencia a tracción [GPa]	Alargamiento de rotura [%]
Carbono PAN I	7,0 - 9,7	1,95	390	12	2,2	0,5
Vidrio E	8,0 - 14,0	2,56	76	76	2,5 - 3,5	1,8 - 3,2
Kevlar 49	11,9	1,45	125	-	2,8 - 3,6	2,2 - 2,8

Tabla 1.7 Propiedades de materiales de matriz polimérica reforzados con fibra [7]

Material	Volumen de Fibra [%]	Modulo a tracción [MPa]	Resistencia a tracción [GPa]	Módulo a compresión [MPa]	Resistencia a compresión [GPa]	Tª de servicio máxima [°C]
<b>Matriz termoestable</b>						
Carbono (AS4) / Epoxi	55 - 65	100 - 150	1,2 - 2,2	100 - 140	1,1 - 1,7	80 - 120
Vidrio (S2) / Epoxi	55 - 63	40 - 50	0,8 - 1,6	35 - 50	0,7 - 1,1	80 - 120
Kevlar / Epoxi	55 - 60	70	1,1	60	2,2	80
<b>Matriz termoplástica</b>						
Carbono (AS4) / PPS	64	120	2,0	110	1,0	230
Aramida / Nylon 12	52	50	1,4	40	-	200

Si se somete a un laminado unidireccional a un esfuerzo a tracción, en los extremos de las fibras, que están embebidas en la matriz, no se transmiten los esfuerzos satisfactoriamente generando que la fibra no aguante carga en esta zona.

Existe una longitud de fibra, llamada longitud crítica de fibra, para la cual se alcanza un equilibrio entre la longitud de la fibra y el grado en el que la fibra refuerza a la matriz. Cuando la fibra tiene mayor longitud que la longitud crítica, ésta refuerza satisfactoriamente la matriz mientras que si está por debajo no lo hace. En la Figura 1.1 se muestra la influencia de la longitud de la fibra respecto a su resistencia.

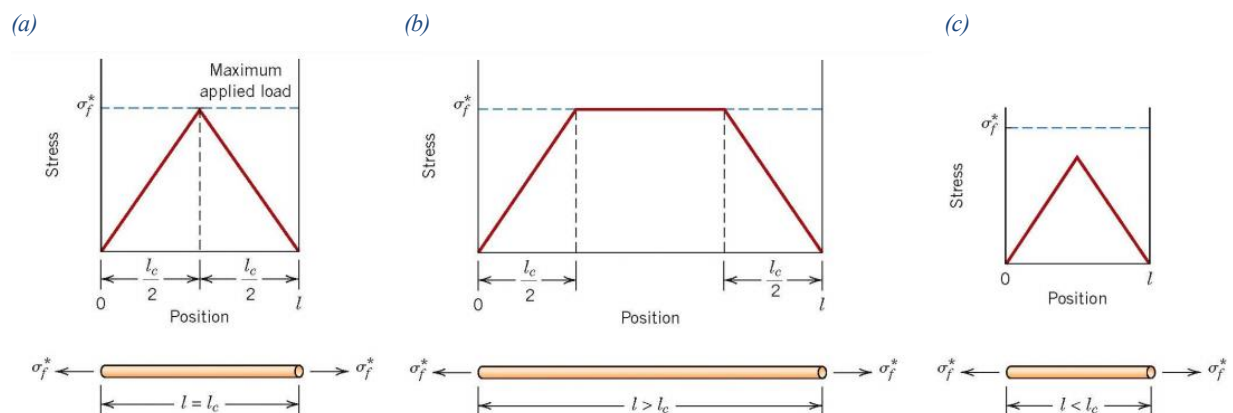


Figura 1.1 Influencia de la longitud de la fibra sobre la resistencia que presenta para (a)  $l = l_c$ , (b)  $l > l_c$  y (c)  $l < l_c$

Para las fibras más comunes (vidria, carbono y kevlar) la longitud crítica es del orden de 20 veces a 150 veces el diámetro de la fibra. Además, se consideran fibras cortas aquellas cuya longitud es menor o igual a 15 veces la longitud crítica mientras que las largas son aquellas cuya longitud es 15 veces mayor a esta [2].

Este tipo de materiales también se caracterizan porque pueden tener las fibras ordenadas en una dirección preferente o de manera aleatoria, como se muestra en la Figura 1.2.

La fabricación de materiales reforzados con fibras cortas orientadas al azar, aunque es más sencilla, la predicción de las propiedades finales del material es más difícil y suelen presentar comportamiento isótropo. Con las fibras orientadas en una dirección precedente pasa todo lo contrario. Son más complejos de fabricar, sus propiedades no son isótropas, pero sí más fáciles de predecir.

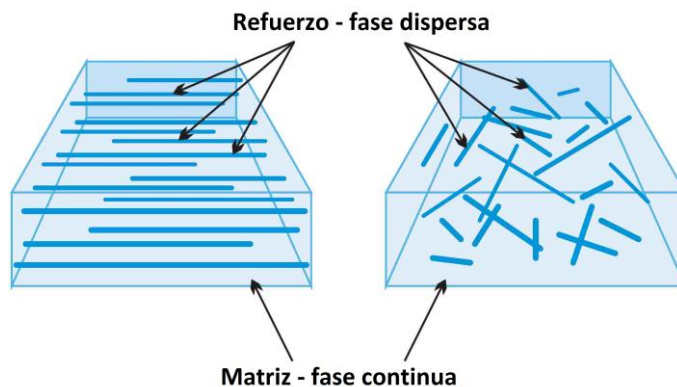


Figura 1.2 Tipos de materiales reforzados por fibras cortas según la orientación de las fibras

#### 1.4.2 Fibras tejidas [8]

El tejido de fibra es otro formato que se puede encontrar. Al igual que en la industria textil, las fibras se pueden tejer generando una trama y una urdimbre. Existen diferentes tipos de tejido, como se muestra en la Figura 1.3.

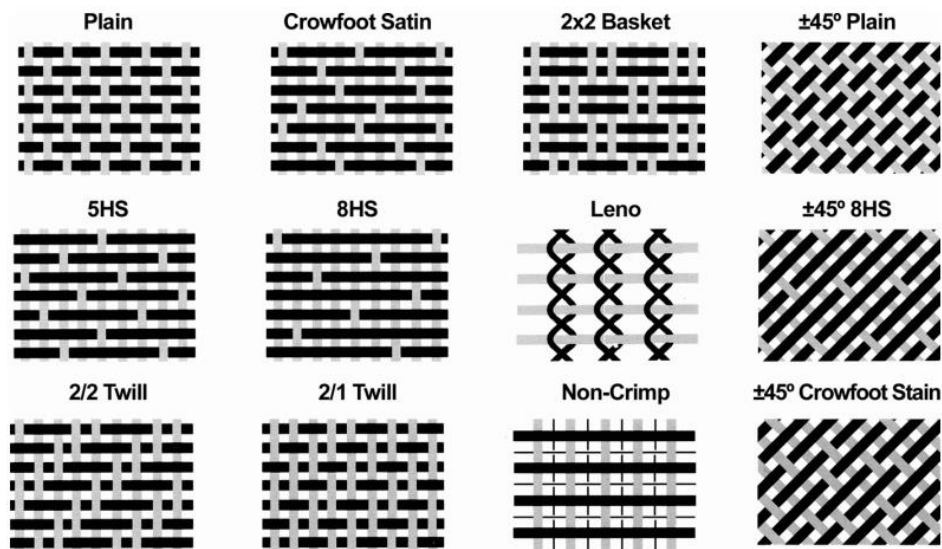


Figura 1.3 Tipos de tejidos de fibra

Al igual que la fibra unidireccional, se puede presentar tanto seca como preimpregnada en formato de cinta de distinto ancho. Este formato solo no se puede emplear en procesos de fabricación automáticos, es decir, siempre se ha de apilar manualmente.

### 1.4.3 Partículas [9]

Las partículas se emplean para mejorar las propiedades mecánicas del material de una manera poco costosa. Este tipo de material se caracteriza por estar compuesto por partículas de un material duro y frágil embebidas en una matriz más blanda y dúctil. El empleo de partículas como elemento de refuerzo tiene un uso muy extendido en los materiales compuestos de matriz metálica.

Los materiales reforzados con partículas se dividen en dos grupos. Materiales reforzados con partículas grandes y los consolidados por dispersión.

- Reforzados con partículas grandes: son aquellos en los que el refuerzo es de gran tamaño. En este caso, estas partículas, debido a su gran tamaño no bloquea el desplazamiento de las dislocaciones por lo que el aumento de las propiedades mecánicas no es eficiente. El objetivo principal de este refuerzo es mejorar otras propiedades como, por ejemplo, la resistencia a la abrasión, prestaciones térmicas, etc.
- Reforzados por dispersión: contienen partículas de un diámetro comprendido entre 10 y 250 nanómetros. En estos materiales hay que tener en cuenta que la partícula no puede ser soluble en la matriz, no reaccione químicamente con ella y que, al aumentar la temperatura, la resistencia disminuye.

Mientras que los materiales reforzados por dispersión suelen ser de matriz metálica, los reforzados con partículas grandes emplean metálica, cerámica y polimérica. Un ejemplo de este tipo de compuesto es el hormigón (también conocido como concreto), que está formado de cemento, que sería la matriz, y arena y grava, que serían las partículas. Otro material sería el cermet. Consiste en partículas cerámicas embebidas en una matriz metálica. El más común es el carburo cementado. Este está formado por partículas de carburos de alta resistencia (como el carburo de wolframio, WC, o el de titanio, TiC) reforzando una matriz como el cobalto o el níquel.

Por otro lado, un ejemplo de material compuesto de matriz polimérica reforzado con partículas serían las llamadas maderas plásticas. Estos materiales, como puede ser el contrachapado, están compuestos por una matriz polimérica reforzada por partículas de polvo de madera.

## 1.5 Reparaciones de materiales compuestos [10]

Uno de los ámbitos de investigación modernos en el campo de los materiales compuestos es su reparación. La fabricación de estos materiales conlleva un coste elevado y cualquier daño que pudiera sufrir la pieza podría inutilizarla. Esto no es deseable por lo que resulta interesante desarrollar métodos de reparación para evitar esta situación.

Paralelamente, cuando las aeronaves alcanzan el final de su vida útil de servicio se han originado una gran cantidad de daños y grietas alrededor de los remaches y en las zonas altamente cargadas de la estructura. Además, son vehículos en los que la reparación de sus componentes prima sobre la sustitución debido al elevado coste que estos presentan.

En las últimas décadas el uso de materiales compuestos en elementos estructurales de las aeronaves ha aumentado. Fabricándose como monolíticos o como sandwich. Estos materiales sufren daño durante su vida útil a través de procesos de fatiga, colisiones, rayos, etc. Debido a esto, el diseño de procedimientos de reparación de estos materiales para recuperar sus propiedades sin afectar a la integridad de la estructura toma un papel fundamental en la industria actual.

Así pues, los parches de reparación y los ‘doublers’ surgen como nuevas posibles soluciones a este problema. Este tipo de reparaciones presentan una serie de ventajas en comparación con las reparaciones mecánicas tradicionales:

- i. No hay concentración de tensiones debido a la creación de los agujeros creados para el remachado.
- ii. Buenas relaciones de rigidez y resistencia específicas.
- iii. Los parches se pueden acomodar a geometrías complejas.
- iv. Alta resistencia a fatiga y a corrosión.

### 1.5.1 Tipos de daños [11]

Como se exponía al comienzo del apartado, las aeronaves, a lo largo de su vida útil, pueden sufrir distintos tipos de daño. Estos pueden ser generados por el impacto de aves en vuelo, el impacto de rayos, colisiones con vehículos en el área de movimiento, etc. Así pues, en la Tabla 1.8 se muestran los que existen.

Tabla 1.8 Tipos de daño [12]

<i>Tipo de daño</i>	<i>Descripción</i>
<i>Delaminación superficial</i>	Una delaminación es la separación entre dos capas del apilado. Se considera que es superficial si esta se produce en la primera lámina. Este tipo de delaminaciones se ocurren debido a la interacción de grietas superficiales o interacción de interfaces.
<i>Delaminación interna</i>	Una delaminación se considera interna si se produce dentro del apilado. Estas ocurren cuando las grietas transversales se ven sometidas a cargas perpendiculares a ellas.
<i>Despegado total</i>	El despegado ocurre en piezas que están unidas mediante adhesivo. Este fallo consiste en la separación del material con el adhesivo. Se considera total si todo el adhesivo se ha desvinculado de la pieza.
<i>Despegado parcial</i>	El despegado parcial es aquel que ocurre en una zona localizada del material. Se asemeja a una delaminación salvo porque esta última ocurre entre dos láminas de material.
<i>Daño en el núcleo</i>	El daño en el núcleo se puede considerar cualquier impacto o fenómeno que ocurre en este y que afecta a sus propiedades. El daño más común que sufren los núcleos es su deformación debido a un impacto.
<i>Inclusiones</i>	Las inclusiones son partículas sólidas que se introducen entre las láminas antes de apilarlas y se curan de manera conjunta. Esto crea superficies del tamaño de la partícula en la que no hay continuidad en la resina.
<i>Porosidad</i>	La porosidad se define como la concentración de vacíos microscópicos que quedan atrapados, dentro de la resina, entre las fibras y dispersos a lo largo de todo el espesor.
<i>Huecos</i>	Los huecos son regiones definidas dentro del material, de tamaño considerable, en las que no ha fluído la resina por lo que están vacías. La aparición de huecos está asociada a defectos de forma y a la viscosidad.
<i>Inclusión de papel</i>	Las inclusiones de papel ocurren cuando la pieza se fabrica mediante apilado manual. Los materiales preimpregnados están recubiertos con un papel encerado que protege la superficie de resina. Cuando la lámina de material se apila y no se ha eliminado totalmente este recubrimiento, permanece dentro del material generando un defecto.
<i>Daño en el borde</i>	Los daños de borde son aquellos que ocurren en los lados de la pieza.
<i>Daño por temperatura</i>	Los daños por temperatura son los asociados a la exposición de las piezas a elevados valores de esta. Las altas temperaturas afectan a las propiedades del material y pueden abrasar la resina.
<i>Impacto severo</i>	Los impactos severos están asociados a elevados niveles de energía. Estos impactos pueden generar agujeros, visibles a simple vista, que atraviesen el material por completo. Estos agujeros suelen presentar delaminaciones en el borde.

<i>Impacto medio</i>	Los impactos medios están asociados a niveles de energía intermedios. Estos impactos generan una deformación superficial apreciable. También generan grietas transversales y delaminaciones.
<i>Impacto leve</i>	Los impactos leves están asociados a bajos niveles de energía. Estos impactos no producen ningún daño apreciable a simple vista, pero sí generan grietas internas.
<i>Línea de pegado desigual</i>	Ocurre cuando la presión que se aplica en el curado del adhesivo no es homogénea. Debido a esto, el espesor de la lámina de adhesivo no es constante.
<i>Unión débil</i>	La unión débil se da cuando el adhesivo no presenta las propiedades mecánicas que se esperan de él. Esto se puede deber a que la unión y el curado no se han realizado de manera correcta o a que las propiedades del material fresco estaban degradadas y no era apto para su utilización.
<i>Agua en el núcleo</i>	Este defecto consiste en la acumulación de agua en el núcleo. Las piezas de alta porosidad permiten la circulación de agua a través de ellas. Como los núcleos. Debido a su geometría y material, presentan gran capacidad de acumulación de agua, esta se introduce dentro y no se evacua.  Este tipo de daño no es trivial ya que puede generar un aumento del peso de la pieza hasta en un 20%.

### 1.5.2 Inspección de daños

Cuando algún material sufre algún tipo de daño, este ha de ser identificado para poder ser reparado. En la industria, con el fin de no dañar el material, se emplean ensayos no destructivos de inspección. Los más empleados son [12]:

- **Inspección visual:** consiste en analizar la integridad de la pieza ya sea con la vista corregida o sin corregir. Para corregir la vista, usualmente se emplean herramientas como lupas, espejos, etc.
- **Inspección por golpe:** se golpea suavemente un área determinada de la pieza para, a través de la variación del sonido emitido, detectar defectos.
- **Escaneo por ultrasonidos tipo A:** Es un método de inspección por ultrasonidos en el que el impulso y el eco se transmite por el mismo palpador. Esta técnica permite representar los ecos a lo largo del tiempo.
- **Escaneo por ultrasonidos tipo C:** Es un método de inspección por ultrasonidos en el que el impulso y el eco se transmite por dos palpadores distintos colocados uno por encima de la pieza y otro por debajo. Esta técnica permite representar las grietas en el plano.
- **Rayos X:** La inspección por rayos X captura un gran número de secciones transversales contiguas que, tras unir las debidamente, se obtiene una representación altamente fiable en tres dimensiones de la pieza inspeccionada.
- **Inspección térmica:** consiste en calentar una pieza a través de una fuente de calor externa. Una cámara térmica recibe el calor emitido por la pieza irradiada, generando una imagen del mapa de temperaturas. Si hubiese un defecto en la pieza, la transmisión de calor a lo largo del espesor variaría en esta zona por lo que, el calor irradiado sería distinto.
- **Líquidos penetrantes:** Consiste en rociar la superficie del material con un líquido que penetra en las grietas. Al limpiar la superficie, este líquido queda dentro de las grietas revelándolas.

En la Tabla 1.9 se muestra la utilidad del método de inspección para cada tipo de daño. En esta evaluación, 1 significa que el método presenta buenos resultados, 2 en el que es apropiado y 3 en los que no es apropiado. N/A significa que no es aplicable al tipo de daño.

### 1.5.3 Tipos de reparación [13]

Una vez localizados y cuantificados los diferentes daños que sufre el material hay que diseñar la reparación

que se va a realizar para su eliminación.

Existen varios tipos de reparaciones. Están aquellas destinadas a recuperar las propiedades estructurales del material, como las expuestas al comienzo del capítulo, y aquellas cuya finalidad es puramente cosmética.

Hay que tener en cuenta que cada tipo de daño deberá ser estudiado a fondo para determinar el tipo de reparación que se realiza. Se deberá estudiar el coste, tiempo de reparación, capacidad de recuperación de las propiedades y aumento de peso del área reparada. De estos parámetros dependerá realizar una u otra.

### 1.5.3.1. Reparación cosmética

Este tipo de reparación, Figura 1.4, es superficial y no recupera las propiedades mecánicas del material. Debido a esto, esta reparación está restringida a zonas en las que los requerimientos estructurales son poco importantes y siempre estará supeditada a la realización de una reparación de carácter estructural.

Tabla 1.9 Evaluación del método de inspección para cada tipo de daño

<i>Tipo de daño</i>	<i>Insp. visual</i>	<i>Insp. por golpes</i>	<i>Escaneo-A</i>	<i>Escaneo-C</i>	<i>Rayos X</i>	<i>Insp. térmica</i>	<i>Líquidos penetrantes</i>
<i>Delaminación superficial</i>	2	1	1	1	2	1	n/a
<i>Delaminación interna</i>	n/a	3	1	1	2	2	n/a
<i>Despegado total</i>	2	3	3	1	3	1	n/a
<i>Despegado parcial</i>	n/a	3	3	3	n/a	n/a	n/a
<i>Daño en el núcleo</i>	2	2	1	1	1	2	n/a
<i>Inclusiones</i>	2	2	2	1	1	1	n/a
<i>Porosidad</i>	2	n/a	2	1	n/a	n/a	2
<i>Huecos</i>	2	2	2	2	2	2	2
<i>Inclusión de papel</i>	n/a	2	2	2	2	2	n/a
<i>Daño en el borde</i>	1	2	2	1	1	2	1
<i>Daño por temperatura</i>	2	2	2	2	n/a	2	n/a
<i>Impacto severo</i>	1	1	1	1	3	1	1
<i>Impacto medio</i>	1	1	1	1	n/a	3	3
<i>Impacto leve</i>	3	3	3	3	n/a	3	n/a
<i>Línea de pegado desigual</i>	3	n/a	3	3	3	3	n/a

<i>Unión débil</i>	n/a	n/a	n/a	n/a	n/a	n/a	n/a
<i>Agua en el núcleo</i>	n/a	2	3	1	2	1	n/a

Esta reparación consiste en la aplicación de un relleno sobre una superficie que presenta algún tipo de daño para recuperar su planitud. Hay que tener en cuenta que este tipo de reparación tiene a arrugarse por lo que la vida útil es relativamente corta.

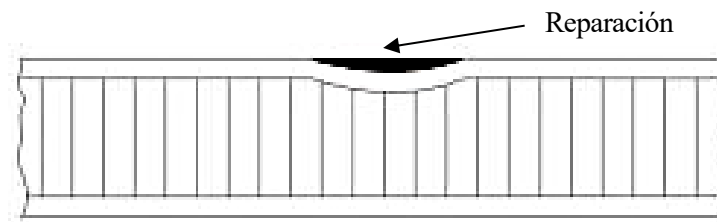


Figura 1.4 Reparación cosmética

#### 1.5.3.2. Inyección de resina

Este tipo de reparación, Figura 1.5, consiste en rellenar de resina delaminaciones internas del material. La aplicación está restringida a delaminaciones de una única lámina ya que la se recupera mucha resistencia.

La principal ventaja de esta técnica es el bajo coste que presenta, aunque, su aplicación es temporal y está subordinada a una reparación que recupere las propiedades estructurales del material.

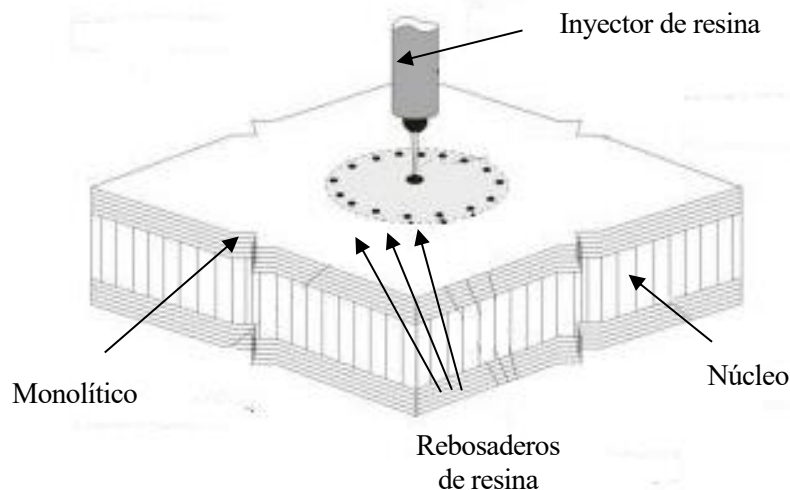


Figura 1.5 Reparación por inyección de resina [14]

#### 1.5.3.3. Reparaciones tipo 'Doubler'

Este tipo de reparación se emplea cuando el daño afecta a todo el espesor del material. Para realizar la reparación primero se ha de eliminar el daño (grieta, perforación, etc), tras esto se recrea el apilado, se ponen dos láminas de adhesivo en los extremos y un parche que cubra la reparación y parte del material original. En la Figura 1.6 se observa cómo quedaría la reparación.

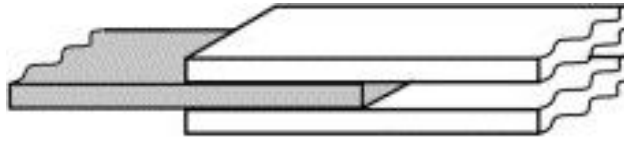


Figura 1.6 Tipo de reparación 'doubler'.

Esta reparación puede realizarse con distintas geometrías, que se observan en la Figura 1.7. Todas estas reparaciones llevarán parches en ambos extremos.

Los 'Doubler' suelen emplearse en láminas delgadas sometidas a cargas relativamente bajas. Para su realización se suelen emplear preimpregnados y se realizan en una sala limpia en la que se controle temperatura, humedad y contenido en partículas. La recuperación de las propiedades mecánicas es significativa, aunque penaliza el peso de la reparación debido a que los parches externos añaden masa al conjunto.

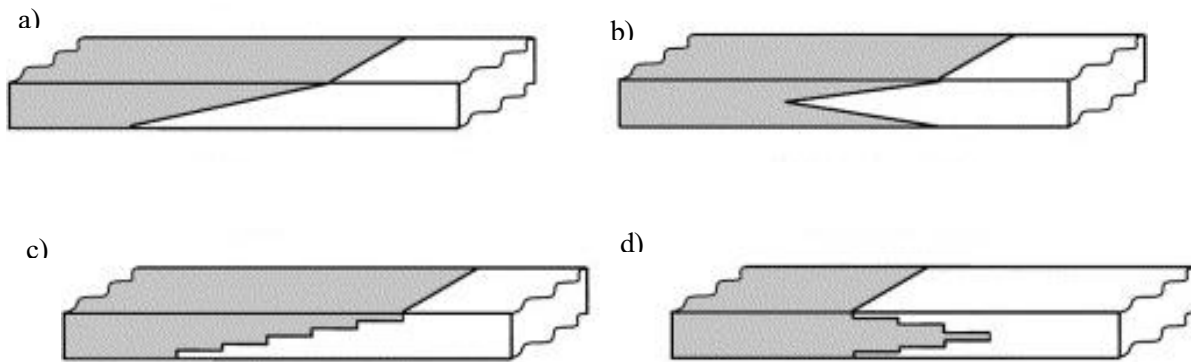


Figura 1.7 Reparación (a) angulada simple, (b) angulada doble, (c) escalonada simple y (d) escalonada doble

Una de las características más importantes de este tipo de reparación es que su realización es sencilla y rápida. Además, no requiere de la habilidad de las reparaciones escalonadas, que se verán a continuación.

#### 1.5.3.4. Reparaciones a nivel

Esta reparación, en teoría, recupera casi totalmente las propiedades estructurales del material. Para la realización se ha de eliminar el daño creando un perfil escalonado o angulado sobre el que, primeramente, se ha de colocar un film de adhesivo que cure a la misma temperatura que la fibra y tras esto, recrear la secuencia de apilado exactamente. Finalmente, se suele poner una lámina extra, cosmética, que sobresalga ligeramente por los bordes para conseguir una superficie lisa y uniforme.

En la Figura 1.8 se puede observar los esquemas de estos dos tipos de reparaciones. Cabe remarcar que se puede ver que la reparación no atraviesa el laminado por completo, sino que, se resana hasta alcanzar el daño quedando material original sin resanar.



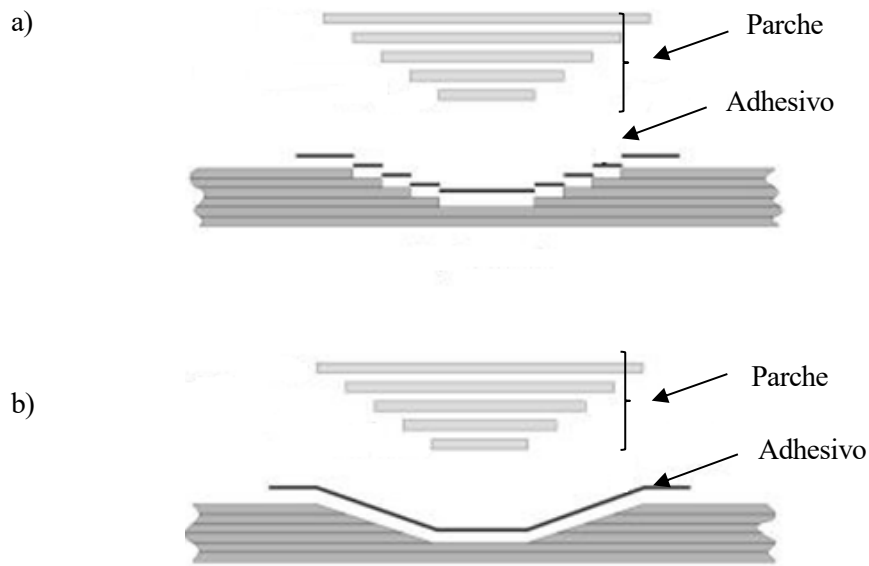


Figura 1.8 (a) Reparación a nivel escalonada y (b) Reparación a nivel angular [14]

#### 1.5.3.5. Reparaciones mecánicas

Existen también otro tipo de reparaciones de materiales compuestos en los que esta se realiza reforzando el área dañada uniendo mecánicamente placas metálicas sobre esta zona o, si el daño es pequeño, eliminándolo con un taladro y remachándolo para reforzarlo. Este último busca reducir la concentración de tensiones y reforzar el material.

En la Figura 1.9 se muestra un ejemplo de reparación mediante el refuerzo con placas metálicas del área dañada.

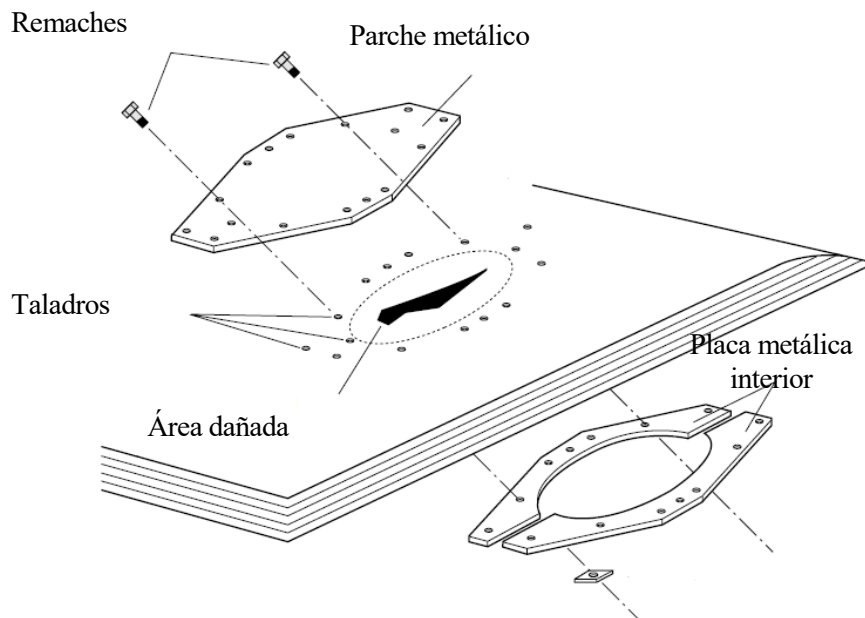


Figura 1.9 Reparación de un panel mediante uniones mecánicas [14]



## 2 ALCANCE DEL PROYECTO

---

### 2.1 Objetivo principal del proyecto

El objetivo del presente proyecto es el desarrollo, diseño y validación de una metodología para la reparación de laminados de fibra de carbono unidireccional de pequeño espesor. Para esto se van a encabezar varias líneas de investigación hasta llegar a la solución deseada.

### 2.2 Metodología

Antes de diseñar la metodología que se va a exponer en este apartado, se realizaron numerosas pruebas con distintos tipos de fibra de carbono, secuencias de apilado, herramientas y ciclos de curado. Todo para poder concurrir en una solución efectiva y rápida.

#### 2.2.1 Punto de partida

Los paneles objeto de este proyecto están compuestos por ocho láminas, de fibra unidireccional, anguladas y dispuestas de forma que el panel sea simétrico. La secuencia de apilado será  $[0,90,+45,+45]_s$ . En estos paneles se va a simular una delaminación que se encontrará entre las láminas 6 y 7.

Esta delaminación se va a reparar siguiendo el siguiente procedimiento:

1. Se localizará la delaminación inspeccionando los paneles mediante ultrasonidos.
2. Se resanará el panel hasta llegar a la delaminación creando un escalonamiento en los lados de la delaminación.
3. Se recreará la secuencia de apilado original reponiendo láminas.

#### 2.2.2 Ensayos a realizar

Para caracterizar el material, se ha decidido medir la resistencia y módulo de tracción y flexión, vida a fatiga a

flexión y tenacidad a la fractura interlaminar. Para ello, se tienen que extraer distintas probetas para lo que se diseñarán unos paneles de unas dimensiones determinadas atendiendo al formato de material del que se dispone, útiles, maquinaria disponible en el laboratorio y dimensiones de las probetas de ensayo.

### 2.2.3 Fabricación de los paneles

Para la fabricación de los paneles se va a emplear un rollo de cinta unidireccional de fibra de carbono preimpregnada. El apilado se va a realizar en una sala limpia en la que la humedad, presión y temperatura están controladas.

Para modelar la delaminación se va a emplear un film de desmoldeante que se introducirá entre las láminas deseadas durante el proceso de apilado.

Los paneles se van a curar en un autoclave que aplicará un perfil de temperatura, de presión y de vacío.

### 2.2.4 Reparación de los paneles

Para la reparación de los paneles, se ha de eliminar el material que hay encima de la delaminación y el material aledaño, creando un perfil escalonado. Para esta tarea se va a emplear una herramienta neumática que monta una lija cerámica.

Una vez resanado el panel, se va a recrear la secuencia de apilado con material fresco que deberá curarse con una manta térmica introducida en la bolsa de vacío.

### 2.2.5 Realización de los ensayos

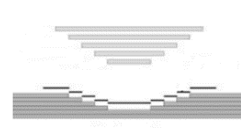
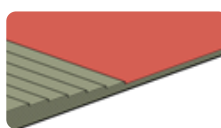
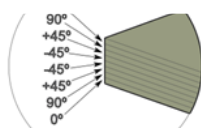
Una vez los parches de reparación han sido curados, se acondicionarán los paneles y se mecanizarán las probetas para ser ensayadas. Tras esto ensayos se analizarán los resultados y se extraerán las conclusiones pertinentes.

## 2.3 Estructura del Proyecto

A grandes rasgos, en la Figura 2.1 se muestran las partes en las que se divide el proyecto. Todo esto se ha desarrollado en distintos capítulos.

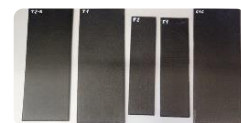
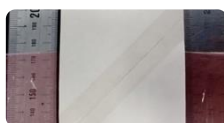
#### Punto de partida

- Laminado simétrico de 8 capas
- Delaminación entre las capas 6 y 7
- Reparación a nivel con una lámina extra



#### Fabricación de los paneles

- Apilado de las láminas
- Fabricación de la delaminación
- Curado de los paneles en el autoclave



#### Reparación de los paneles

- Resanado de los paneles
- Apilado del parche de reparación
- Curado del parche con manta térmica



#### Realización de los ensayos

- Obtención de muestras
- Realización de los ensayos
- Análisis de resultados



Figura 2.1 Esquema de la metodología desarrollada en el proyecto

El proyecto se puede dividir en tres grandes partes. La primera es una parte propiamente teórica. Podría decirse que es el estudio previo que se ha de realizar para poder definir el camino a seguir que conducirá a una de las posibles soluciones. Es de vital importancia esta parte ya que prevendrá errores en el futuro y el ahorro en costes que estos supondrían.

La segunda parte es la práctica, es la que más tiempo dura. Es la parte que materializa todo el estudio previo que se ha realizado al principio.

Finalmente, la tercera y última parte del proyecto es la validación del proceso diseñado y adoptado a través de la caracterización mecánica del material reparado.

### **2.3.1 Primera parte**

1. Los dos primeros Capítulos son meramente introductorios, en estos se hace un breve repaso del estado del arte de las reparaciones de materiales compuestos y se define el alcance del proyecto.
2. En los Capítulos 3 y 4 se expone el diseño de los paneles de los que se van a extraer las probetas de ensayo y el propio diseño de los ensayos.

### **2.3.2 Segunda parte**

3. El Capítulo 5 corresponde a las pruebas que se realizaron para calibrar el equipo de curado. Este se ha separado del resto y se le ha dado entidad propia ya que es determinante para el éxito del proyecto. El ciclo de curado es la última parte del proceso de reparación y si sale mal, todo el trabajo previo puede que no haya sido de utilidad.
4. La fabricación, resanado y la reparación de los paneles se exponen en los Capítulos 6, 7 y 8.
5. El final de la segunda parte es la antesala a la tercera. En el Capítulo 9 se explica cómo se han extraído las probetas que se usarán para la caracterización del material reparado.

### **2.3.3 Tercera parte**

6. En el Capítulo 10 se detallan los ensayos realizados y los resultados obtenidos en estos.
7. Las conclusiones extraídas tras la finalización del proyecto se exponen en el Capítulo 11.
8. En el Capítulo 12 se describen algunas líneas futuras que podrían ampliar y complementar la investigación realizada.



## 3 DISEÑO DE LOS PANELES

---

Es necesario caracterizar mecánicamente la reparación para poder evaluar si la realización de esta provoca una mejora en las propiedades del material. Para esto, se va a someter a probetas reparadas a ensayos para la determinación de la tenacidad a la fractura interlaminar y a ensayos de flexión, tracción y de fatiga para evaluar la resistencia y la vida del material.

Cada panel, destinado a la extracción de probetas para uno o varios ensayos, presentará unas dimensiones determinadas, que se expondrán en los subapartados venideros, atendiendo a múltiples factores que son: formato del material disponible, la dimensión de las probetas de ensayo, útiles auxiliares, equipos y máquinas de los que se dispone en el laboratorio.

Así pues, se van a fabricar tres tipos de paneles. En adelante se nombrarán a estos paneles como sigue:

- **Panel tipo 1:** panel con secuencia de apilado  $[0, 90, +45, -45]_s$  destinado a la obtención de las probetas para los ensayos de determinación de la tenacidad a la fractura interlaminar ( $G_{IC}$ ). Este panel tendrá unas dimensiones en planta de 320 por 120 milímetros.
- **Panel tipo 2:** panel con secuencia de apilado  $[0, 90, +45, -45]_s$  destinado a la obtención de las probetas para los ensayos a flexión y fatiga. Este panel tendrá unas dimensiones en planta de 270 por 70 milímetros.
- **Panel tipo 3:** panel con secuencia de apilado  $[0, 90, +45, -45]_s$  destinado a la obtención de las probetas para los ensayos de tracción. Este panel tendrá unas dimensiones en planta de 320 por 120 milímetros.

### 3.1 Apilado del panel tipo 1

Para la fabricación del panel se van a necesitar los siguientes materiales:

- Dos láminas de fibra de carbono unidireccional a  $0^\circ$  de 120 x 320 milímetros.
- Dos láminas de fibra de carbono unidireccional a  $90^\circ$  de 120 x 320 milímetros.
- Dos láminas de fibra de carbono unidireccional a  $+45^\circ$  de 120 x 320 milímetros.
- Dos láminas de fibra de carbono unidireccional a  $-45^\circ$  de 120 x 320 milímetros.
- Dos láminas desmoldeante de 120 x 35 milímetros.
- Dos láminas desmoldeante de 120 x 100 milímetros.

- Espátula de teflón.

El proceso de apilado es el siguiente:

Primero se ha de apilar la lámina de  $0^\circ$  y encima la de  $90^\circ$  compactando con la espátula de teflón.

Sobre la lámina de  $90^\circ$ , y a una distancia de 95 milímetros, colocar las láminas desmoldeante de 120 x 100 milímetros, como se muestra en la Figura 3.1.

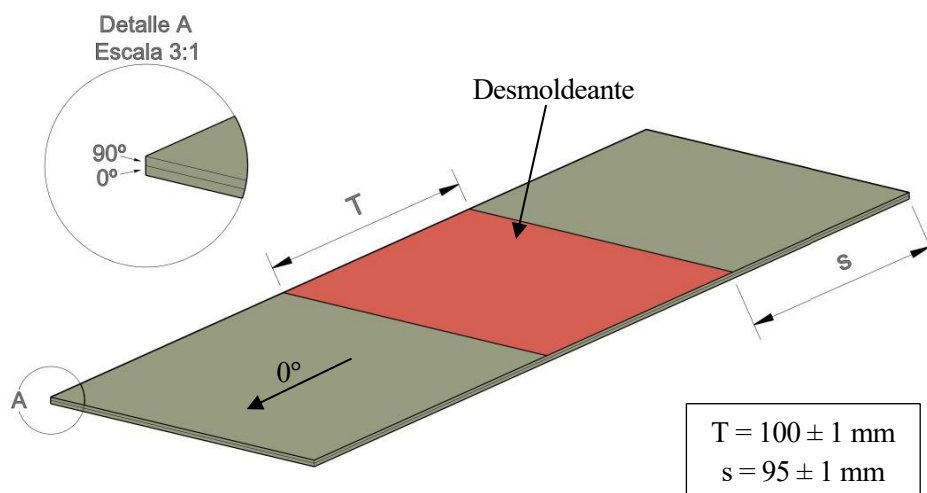


Figura 3.1 Apilado de la lámina desmoldeante central del panel 1

A continuación, apilar una lámina de  $+45^\circ$  y otra de  $-45^\circ$  compactando con la espátula de teflón. Compactar las cuatro láminas con una bolsa de compactación durante 10 minutos. Encima de la última lámina y en el extremo, como se muestra en la Figura 3.2, colocar las láminas de desmoldeante de 120 x 35 milímetros.

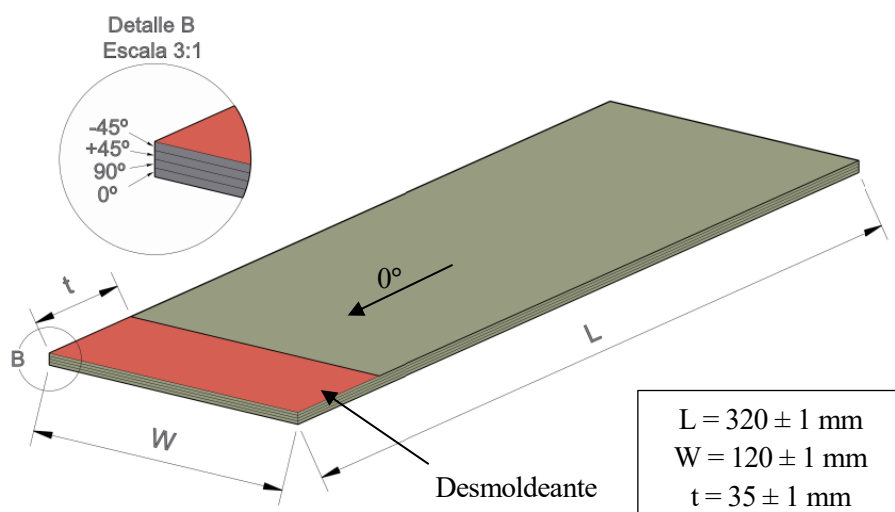


Figura 3.2 Apilado de la lámina desmoldeante del extremo del panel 1

Las últimas cuatro láminas han de apilarse simétricamente, es decir, primero la de  $-45^\circ$  siguiendo con la de  $+45^\circ$  y la de  $90^\circ$ , acabando con la de  $0^\circ$ . Todas han de ser compactadas con la espátula de teflón.

Finalmente hay que compactar todo el apilado con la bolsa de compactación durante 10 minutos.

### 3.2 Apilado del panel tipo 2

Para la fabricación del panel se van a necesitar los siguientes materiales:



- Dos láminas de fibra de carbono unidireccional a  $0^\circ$  de 70 x 270 milímetros.
- Dos láminas de fibra de carbono unidireccional a  $90^\circ$  de 70 x 270 milímetros.
- Dos láminas de fibra de carbono unidireccional a  $+45^\circ$  de 70 x 270 milímetros.
- Dos láminas de fibra de carbono unidireccional a  $-45^\circ$  de 70 x 270 milímetros.
- Dos láminas desmoldeante de 70 x 80 milímetros.
- Espátula de teflón.

El proceso de apilado de este panel es el siguiente:

Primero se ha de apilar la lámina de  $0^\circ$  y encima la de  $90^\circ$  compactando con la espátula de teflón.

Sobre la lámina de  $90^\circ$ , y a una distancia de 95 milímetros, colocar las láminas desmoldeante de 70 x 80 milímetros, como se muestra en la Figura 3.3.

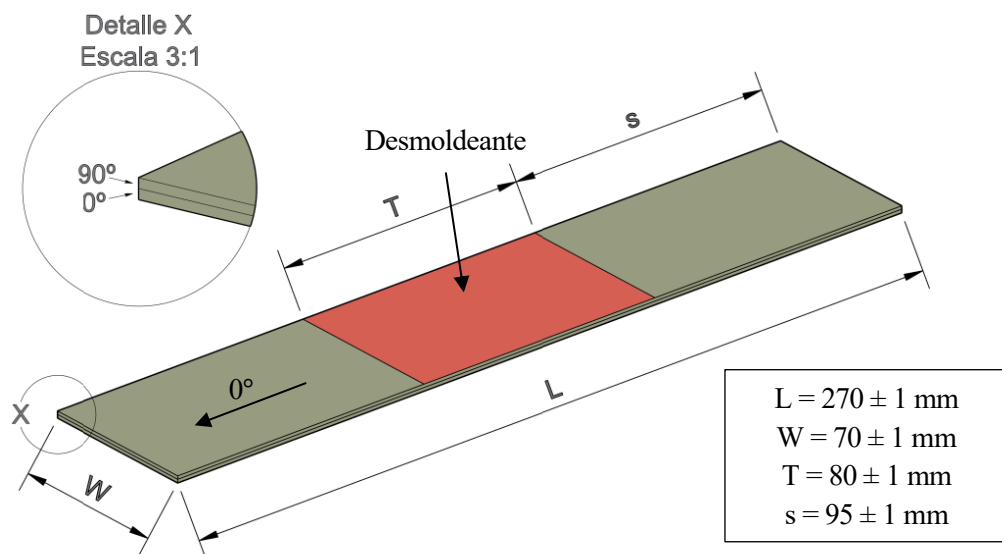


Figura 3.3 Apilado de la lámina desmoldeante central del panel 2

Para acabar el panel se han de apilar el resto de las capas siguiendo el siguiente orden:  $+45^\circ$ ,  $-45^\circ$ ,  $-45^\circ$ ,  $+45^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $0^\circ$ . La dirección  $0^\circ$  coincide con la dirección longitudinal de las láminas.

Se recomienda compactar con la espátula cada lámina y con la bolsa de compactación, durante 10 minutos, cada 4 láminas, o sea, tras colocar la primera de  $-45^\circ$  y la última lámina del apilado.

### 3.3 Apilado del panel tipo 3

Para la fabricación del panel se van a necesitar los siguientes materiales:

- Dos láminas de fibra de carbono unidireccional a  $0^\circ$  de 120 x 320 milímetros.
- Dos láminas de fibra de carbono unidireccional a  $90^\circ$  de 120 x 320 milímetros.
- Dos láminas de fibra de carbono unidireccional a  $+45^\circ$  de 120 x 320 milímetros.
- Dos láminas de fibra de carbono unidireccional a  $-45^\circ$  de 120 x 320 milímetros.
- Dos láminas desmoldeante de 120 x 50 milímetros.
- Espátula de teflón.

Para este panel, el proceso de apilado es el siguiente:

Primero se ha de apilar la lámina de  $0^\circ$  y encima la de  $90^\circ$  compactando con la espátula de teflón.

Sobre la lámina de  $90^\circ$ , y a una distancia de 135 milímetros, colocar las láminas desmoldeante de 120 x 50 milímetros, como se muestra en la Figura 3.5.

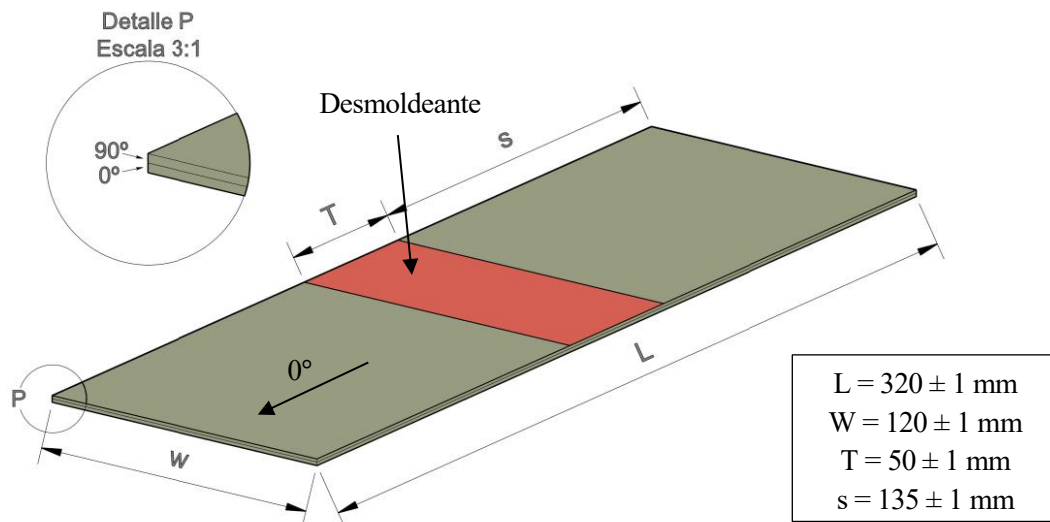


Figura 3.4 Apilado de la lámina desmoldeante central del panel 3

Para acabar el panel se han de apilar el resto de las capas completar la secuencia de apilado: +45°, -45°, -45°, +45°, 90°, 0°. La dirección 0° coincide con la dirección longitudinal de las láminas.

Al igual que antes, se recomienda compactar con la espátula cada lámina y con la bolsa de compactación, durante 10 minutos, cada 4 láminas, o sea, tras colocar la primera de -45° y la última lámina del apilado.

### 3.4 Resanado del panel tipo 1

Previo al resanado del panel se ha de localizar la grieta creada artificialmente con la lámina desmoldeante. Ésta debería encontrarse a unos 95 milímetros de uno de los bordes. La profundidad aproximada a la que debería encontrarse ronda 1.3 milímetros. El resanado se va a realizar siguiendo los siguientes pasos:

Localizar mediante ultrasonidos el área afectada por la lámina desmoldeante y marcarla.

Eliminar 6 capas del laminado hasta llegar a la lámina desmoldeante, creando un rectángulo con la misma área que la marcada en la inspección por ultrasonidos con una lijadora orbital neumática en cuyo cabezal haya una lija cerámica de grano 80 de 50 milímetros de diámetro.

Eliminar la lámina desmoldeante.

Eliminar 5 capas en los extremos del primer resanado creando un escalón cuya altura coincida con el espesor de la lámina no eliminada y con un ancho de 10 milímetros.

Realizar este último paso 4 veces, eliminando una capa menos en cada vez que se repita, hasta haber llegado a la cara superficial y habiendo creado 5 escalones de 10 milímetros de ancho. El aspecto final que debería presentar la probeta resanada se muestra en la Figura 3.5.

Se ha de tener especial cuidado en al resanar las capas de -45° ya que hay dos contiguas y es complicado controlar el espesor resanado ya que no hay cambio en la orientación de las fibras.

Es importante tener en cuenta que durante el ciclo de curado se crean tensiones internas que se contrarrestan al ser simétrico el panel. Al eliminar capas y romper esta simetría, estos esfuerzos no se eliminan y generan deformaciones apreciables a simple vista.

Idealmente, al resanar el panel debería flectarse. La experiencia ha demostrado que, al resanar los paneles siguiendo esta metodología, el panel tiende a deformarse a alabeo ya que el resanado no es perfectamente simétrico ni homogéneo, los bodes y escalonados no son idénticos.

### 3.5 Resanado del panel tipo 2

El resanado de este panel es casi idéntico al del panel 1 ya que la geometría de los escalonamientos y el

procedimiento es idéntica. La única diferencia es que el área de la base del resanado es menor y simétrica respecto al eje transversal central del panel.

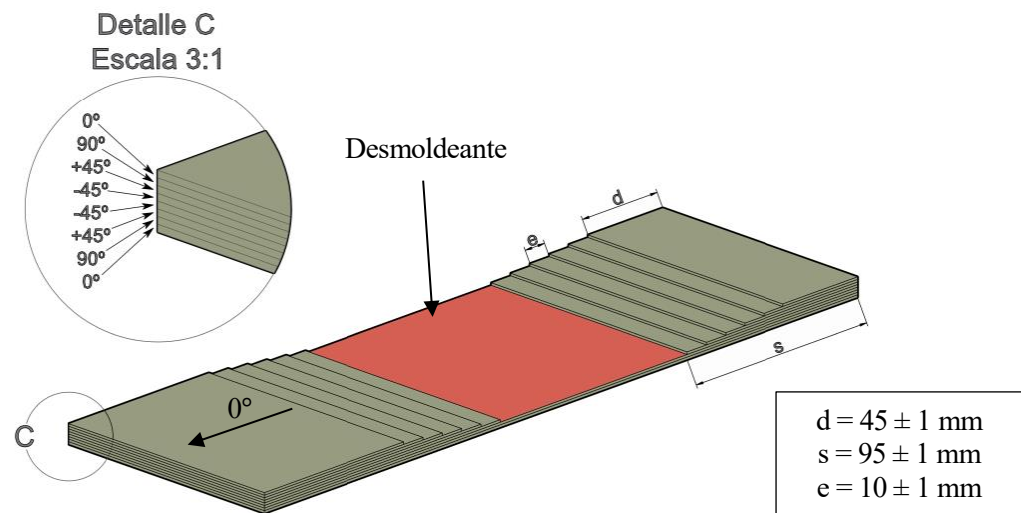


Figura 3.5 Esquema del resanado del panel 1

Al igual que con el panel 1, se ha de localizar la grieta mediante ultrasonidos. Ésta debería encontrarse a unos 135 milímetros cualquiera de los bordes. La profundidad aproximada a la que debería encontrarse ronda 1.3 milímetro. El resanado se va a realizar siguiendo los siguientes pasos:

Localizar mediante ultrasonidos el área afectada por la lámina desmoldeante y marcarla.

Eliminar 6 capas del laminado hasta llegar a la lámina desmoldeante, creando un rectángulo con la misma área que la marcada en la inspección por ultrasonidos con una lijadora orbital neumática en cuyo cabezal haya una lija cerámica de grano 80 de 50 milímetros de diámetro.

Eliminar la lámina desmoldeante.

Eliminar 5 capas en los extremos del primer resanado creando un escalón cuya altura coincida con el espesor de la lámina no eliminada y con un ancho de 10 milímetros.

Realizar este último paso 4 veces, eliminando una capa menos en cada vez que se repita, hasta haber llegado a la cara superficial y habiendo creado 5 escalones de 10 milímetros de ancho. El aspecto final que debería presentar la probeta resanada se muestra en la Figura 3.6.

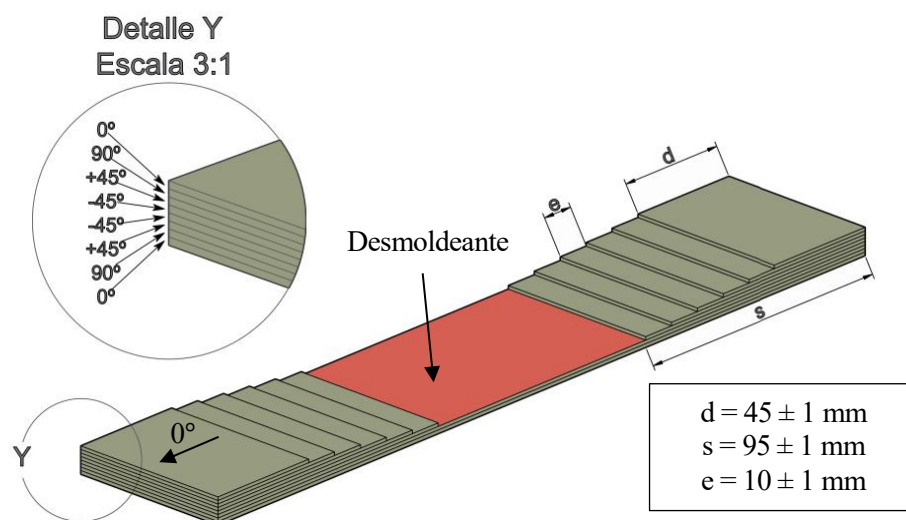


Figura 3.6 Esquema del resanado del panel 2

Como en el caso del panel 1, se ha de tener especial cuidado en al resanar las capas de  $-45^\circ$  ya que hay dos contiguas y es complicado controlar el espesor resanado ya que no hay cambio en la orientación de las fibras. También en el ciclo de curado se crean tensiones internas que se contrarrestan al ser simétrico el panel. Al eliminar capas y romper esta simetría el panel tiende a deformarse a alabeo.

### 3.6 Resanado del panel tipo 3

Previo al resanado del panel se ha de localizar la grieta creada artificialmente con la lámina desmoldeante. Ésta debería encontrarse a unos 135 milímetros de uno de los bordes. La profundidad aproximada a la que debería encontrarse ronda 1.3 milímetros. El resanado se va a realizar siguiendo los siguientes pasos:

Localizar mediante ultrasonidos el área afectada por la lámina desmoldeante y marcarla.

Eliminar 6 capas del laminado hasta llegar a la lámina desmoldeante, creando un rectángulo con la misma área que la marcada en la inspección por ultrasonidos con una lijadora orbital neumática en cuyo cabezal haya una lija cerámica de grano 80 de 50 milímetros de diámetro.

Eliminar la lámina desmoldeante.

Eliminar 5 capas en los extremos del primer resanado creando un escalón cuya altura coincida con el espesor de la lámina no eliminada y con un ancho de 10 milímetros.

Realizar este último paso 4 veces, eliminando una capa menos en cada vez que se repita, hasta haber llegado a la cara superficial y habiendo creado 5 escalones de 10 milímetros de ancho. El aspecto final que debería presentar la probeta resanada se muestra en la Figura 3.7.

Se ha de tener especial cuidado en al resanar las capas de  $-45^\circ$  ya que hay dos contiguas y es complicado controlar el espesor resanado ya que no hay cambio en la orientación de las fibras.

Como siempre, en el ciclo de curado se habrán creado tensiones internas. Al eliminar capas y romper la simetría, las tensiones no se equilibran y se generan deformaciones apreciables a simple vista.

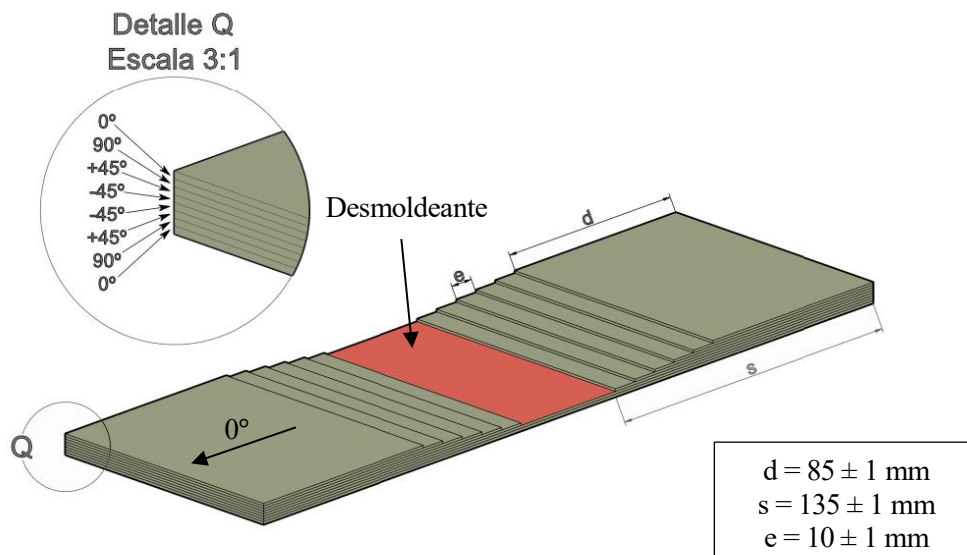


Figura 3.7 Esquema del resanado del panel 3

### 3.7 Reparación del panel tipo 1

La reparación de los paneles consiste en apilar, respetando la secuencia original, en el área resanada todas las capas que hayan sido eliminadas.

Para resanar el panel uno se van a necesitar los siguientes materiales:

- Una lámina de fibra de carbono unidireccional a  $+45^\circ$  de 60 x 120 milímetros.
- Una lámina de fibra de carbono unidireccional a  $-45^\circ$  de 80 x 100 milímetros.

- Una lámina de fibra de carbono unidireccional a  $-45^\circ$  de 100 x 120 milímetros.
- Una lámina de fibra de carbono unidireccional a  $+45^\circ$  de 120 x 120 milímetros.
- Una lámina de fibra de carbono unidireccional a  $90^\circ$  de 140 x 120 milímetros.
- Una lámina de fibra de carbono unidireccional a  $0^\circ$  de 160 x 120 milímetros.
- Una lámina de adhesivo de 180 x 120 milímetros.
- Una espátula de teflón.

El primer paso consiste en colocar una fina lámina de adhesivo en el área resanada. Con cuidado hay que eliminar, con ayuda de una cuchilla, los bordes de la lámina adhesiva que quedan fuera del área resanada.

Tras esto hay que apilar las distintas láminas respetando la secuencia de apilado, compactando cada capa con la espátula de teflón y compactando, en este caso, cada 3 capas con la bolsa de compactación.

Finalmente, solo queda curar el parche de reparación generado. Esto último se explica en el 3.10.

### 3.8 Reparación del panel tipo 2

Este proceso es idéntico al anterior, lo único que varía es la dimensión de las láminas de fibra de carbono unidireccional que se han de apilar en el área resanada.

En este caso, los materiales que se han de emplear son:

- Una lámina de fibra de carbono unidireccional a  $+45^\circ$  de 80 x 70 milímetros.
- Una lámina de fibra de carbono unidireccional a  $-45^\circ$  de 100 x 70 milímetros.
- Una lámina de fibra de carbono unidireccional a  $-45^\circ$  de 120 x 70 milímetros.
- Una lámina de fibra de carbono unidireccional a  $+45^\circ$  de 140 x 70 milímetros.
- Una lámina de fibra de carbono unidireccional a  $90^\circ$  de 160 x 70 milímetros.
- Una lámina de fibra de carbono unidireccional a  $0^\circ$  de 180 x 70 milímetros.
- Una lámina de adhesivo de 200 x 70 milímetros.
- Una espátula de teflón.

El proceso de apilado, compactado y curado en este panel es igual que en el panel 1.

### 3.9 Reparación del panel tipo 3

Al igual que antes, lo único que varía es la dimensión de las láminas de fibra de carbono unidireccional que se han de apilar en el área resanada.

En este caso, los materiales que se han de emplear son:

- Una lámina de fibra de carbono unidireccional a  $+45^\circ$  de 50 x 70 milímetros.
- Una lámina de fibra de carbono unidireccional a  $-45^\circ$  de 70 x 70 milímetros.
- Una lámina de fibra de carbono unidireccional a  $-45^\circ$  de 90 x 70 milímetros.
- Una lámina de fibra de carbono unidireccional a  $+45^\circ$  de 110 x 70 milímetros.
- Una lámina de fibra de carbono unidireccional a  $90^\circ$  de 130 x 70 milímetros.
- Una lámina de fibra de carbono unidireccional a  $0^\circ$  de 150 x 70 milímetros.
- Una lámina de adhesivo de 170 x 70 milímetros.
- Una espátula de teflón.

El proceso de apilado, compactado y curado en este panel es igual que en el panel 1 y 2.

### 3.10 Curado de los paneles

El proceso de curado consiste en la acción conjunta de presión y temperatura para el endurecimiento de la matriz que conforma el material compuesto. Con esto se persigue el endurecimiento del material para que adquiera ciertas propiedades como puede ser la resistencia a compresión.

Durante el curado, la fibra, que está embebida en resina, es sometida a un ciclo en el que se alcanza elevados

valores de presión y temperatura con lo que se consigue iniciar y acelerar el proceso de poliadición (resinas epoxis principalmente) o de polimerización (resto de resinas).

Para el curado de los paneles, se le va a aplicar vacío y temperatura con una manta térmica. También es necesario la creación de una bolsa de vacío cuya función principal es compactar el parche, eliminar el aire que se haya acumulado entre las capas y garantizar que no se distorsiona geométricamente la pieza durante el ciclo.

Para la fabricación de la bolsa de vacío se van a necesitar los siguientes materiales:

- Rollo de bolsa de compactación
- Rollo de tejido aireador
- Rollo de film desmoldeante
- Cinta de cromato
- Corcho
- Una manta térmica
- Dos tomas de vacío
- Una plancha metálica
- Una espátula de teflón

Para fabricar la bolsa de vacío se toma la plancha metálica que usualmente es de acero o aluminio. Esta plancha se ha de limpiar con acetona para eliminar la suciedad y para mejorar la adherencia del cromato que sellará la bolsa.

Se coloca una lámina de film desmoldeante sobre la plancha para evitar que la pieza se adhiera a esta durante el curado. Encima de esta lámina se coloca el panel reparado y se rodea con corcho para evitar que la resina fluya por los bordes.

Encima del panel rodeado con corcho se coloca otra lámina desmoldeante para que el resto de la bolsa no se adhiera al panel.

Sobre la lámina desmoldeante y centrado en el parche de reparación que se pretende curar se coloca la manta térmica y encima de este el tejido aireador.

Encima del tejido aireador y a una distancia de al menos 50 milímetros del corcho que rodea la probeta se coloca la base de las tomas de vacío.

Tras esto, se coloca el cromato alrededor del tejido aireador sin que haya contacto entre ellos. Es importante que en las esquinas las tiras de cromato se monten para que exista contacto y garantizar la estanqueidad de la bolsa final.

La última capa que se ha de colocar es la bolsa de compactación. Esta se ha de adherir fuertemente al cromato. Para ello se va a presionar con la espátula de teflón.

Para finalizar, se tienen que pinchar cada toma a su respectiva base colocada anteriormente. Tras esto se retira el círculo de plástico que ha quedado dentro de la toma y se enrosca a su base.

El esquema final que ha de presentar este montaje se muestra en la Figura 3.8.

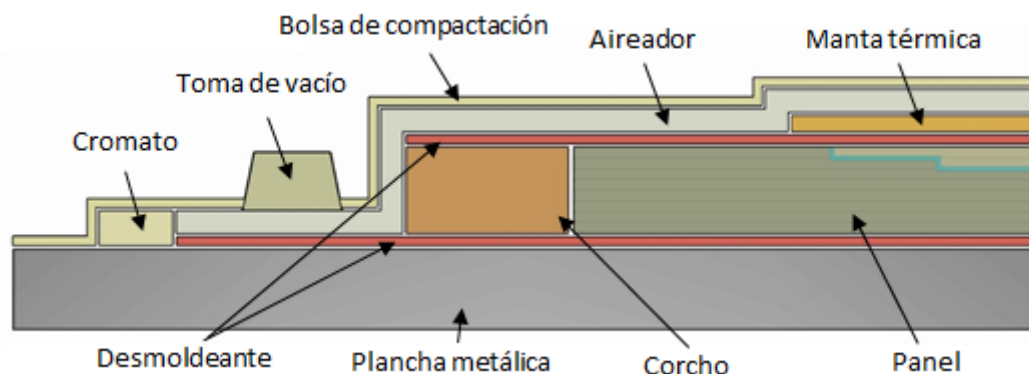


Figura 3.8 Esquema de la bolsa de vacío

Hay que tener en cuenta que la manta térmica solo se va a usar para curar el parche de reparación. Para el curado de los paneles originales, es decir, antes de realizar la reparación, no se ha de poner ya que estos se van a curar con el autoclave. En este caso, se colocarán dos tomas de vacío ya que una actúa como sensor.





## 4 DISEÑO DE LOS ENSAYOS

---

Desde el punto de vista mecánico el objetivo de la reparación es garantizar la integridad y de la estructura tras la eliminación del defecto y el apilado y curado del parche.

Las estructuras han de estar diseñadas para soportar vibraciones (efectos relacionados con la fatiga), impactos (carga emitida en todas las direcciones) y estados tensionales distintos. En el caso de la industria aeronáutica, los estados tensionales que aguanta cada elemento de la aeronave variarán con la condición de vuelo.

Así pues, desde este punto de vista, resultará interesante estudiar la tolerancia al daño de la estructura, la vida a fatiga, resistencia a flexión y la resistencia a tracción.

Por otro lado, es una realidad que los materiales compuestos por matrices plásticas reforzadas con fibras de alta resistencia son susceptibles a la aparición de delaminaciones. Durante sus fabricación y vida útil, estos materiales sufren impactos y distintos procesos como pueden ser el taladrado, el remachado y el rectificado entre otros. Es decir, procesos que son propensos a inducir tensiones en la dirección del espesor, lo que puede generar delaminaciones ya que la resistencia que presentan estos materiales en esta dirección es baja. La propagación de delaminaciones puede llegar a ser determinante en la vida útil del material. Una propagación descontrolada puede desembocar en la separación parcial o total de un laminado y con ello en un empeoramiento drástico de las propiedades del material.

La tenacidad a la fractura interlaminar es de suma importancia para la caracterización mecánica de los componentes fabricados en materiales compuestos. Es la propiedad que controla la propagación de las delaminaciones. Un valor alto de la misma significa que el material ejerce una alta resistencia a su propagación.

Como las reparaciones de materiales compuestos son manuales, ya que su automatización resulta compleja y acarrea un coste elevado, y los procesos de curado se realizan fuera de autoclave, la adhesión entre el laminado base y el parche no es perfecta. Además, la adhesión entre las láminas que forman el parche tampoco lo son. Debido a esto, es importante determinar la tenacidad a la fractura interlaminar que presenta el material tras la reparación ya que el fin de la reparación, es la máxima recuperación de las propiedades del material.

Desde el punto de vista fisicoquímico los materiales compuestos presentan una serie de propiedades que han de ser estudiadas y cuyo incumplimiento puede desencadenar la no certificación de una pieza avionable.

Una de estas características mencionadas es la afinidad que presentan los materiales compuestos a absorber agua y con ello aumentar su peso. Es importante controlar este proceso puesto que la principal ventaja de estos materiales respecto a los metálicos (propiedades específicas) se puede ver amenazada. Debido a esto, resulta interesante estudiar la porosidad y el contenido en huecos de la matriz polimerizada del parche. Estos

argumentos se ven reforzados ya que los poros y huecos también actúan como generadores de grietas, poniendo en compromiso las propiedades del material.

Así pues, se van a realizar ensayos a tracción, flexión, fatiga y tenacidad a la fractura interlaminar. Además, también se realizará un estudio micrográfico sobre el material.

## 4.1 Determinación de la resistencia a tracción

### 4.1.1 Objeto

En este apartado se expone la metodología diseñada para la determinación la resistencia a tracción de muestras de fibra de carbono fabricadas con cinta unidireccional a las que se les ha realizado una reparación siguiendo las instrucciones expuesta en el Apartado 8.

### 4.1.2 Normativa de referencia

Se ha tomado como referencia para el diseño del procedimiento la ASTM D3039 “Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials”. Esta norma no es de aplicación directa por lo que se ha de adaptar para conseguir los objetivos del proyecto.

### 4.1.3 Obtención de muestras

Se va a tomar el panel reparado tipo 3. Se va a eliminar el material sobrante de los bordes y con una sierra abrasiva se van a obtener 5 probetas con las dimensiones que se muestran en la Figura 4.1.

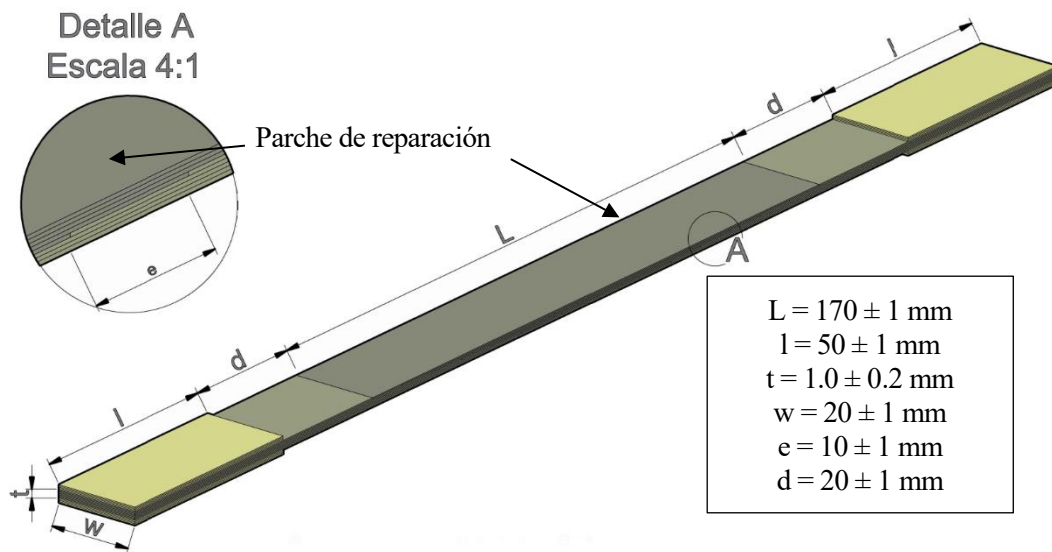


Figura 4.1 Probeta para el ensayo de tracción

### 4.1.4 Herramientas y equipos

- Sierra de corte abrasiva
- Máquina universal de ensayos
- Extensómetro
- Ordenador para el monitorizado del ensayo
- Calibre con fondo de escala de 0.01 milímetros

### 4.1.5 Realización del ensayo

Primero hay que colocar la probeta en las mordazas y apretarlas.

Se coloca el extensómetro en el centro de la probeta y se calibra.

Cargar la probeta aplicando un desplazamiento vertical de la mordaza de 2 mm/min hasta que la probeta se haya partido por completo

Monitorizar la carga y el desplazamiento vertical de la mordaza durante en el ensayo.

Descargar la probeta.

Analizar y validar los resultados según el apartado 4.1.6.

#### 4.1.6 Resultados esperados

En este ensayo se mide el desplazamiento vertical de la mordaza superior, la apertura del extensómetro que se coloca sobre la probeta y la apertura del extensómetro. Si se representa la carga frente al desplazamiento vertical de la mordaza se obtiene una gráfica como la que se muestra en la Figura 4.2.

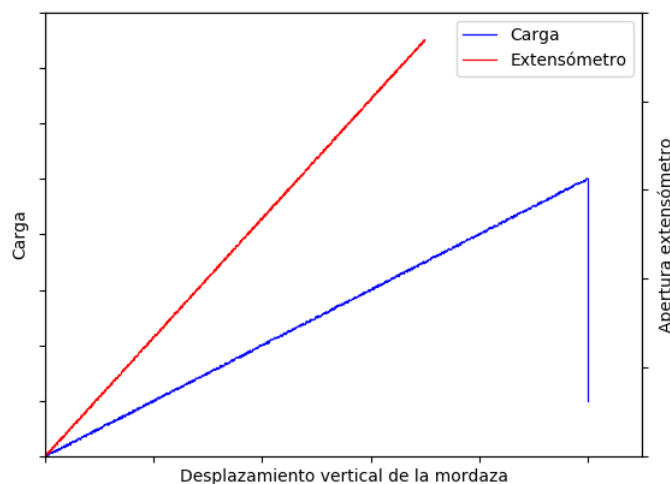


Figura 4.2 Diagrama ‘Carga-Desplazamiento vertical de la mordaza-Apertura extensómetro’ tipo para el ensayo a tracción

Esta gráfica muestra el comportamiento ideal de la probeta. Se observa que el comportamiento del material es lineal hasta llegar a un momento en el que falla. El fallo se muestra como una caída final en la lectura de carga (línea azul). Se puede ver que la lectura del extensómetro no se registra durante todo el ensayo ya que el extensómetro se ha de retirar antes de que se produzca el fallo del material.

Hay que recalcar otra vez que esta gráfica muestra el comportamiento ideal. La realidad será que, al comienzo del ensayo, el comportamiento no es lineal. La gráfica va a ser curva. Una de las razones de esto es que la probeta ha de acomodarse a las mordazas.

## 4.2 Determinación de la carga última de fallo a flexión

### 4.2.1 Objeto

En este apartado se expone la metodología diseñada para la determinación la carga última de fallo a flexión de muestras de fibra de carbono fabricadas con cinta unidireccional a las que se les ha realizado una reparación siguiendo las instrucciones expuesta en el Apartado 8.

### 4.2.2 Normativa de referencia

Se ha tomado como referencia para el diseño del procedimiento la I+D-E-39 “Ensayo a flexión con 4 puntos de apoyo sobre laminados de fibra de carbono”. Esta norma no es de aplicación directa por lo que se ha de adaptar para conseguir los objetivos del proyecto.

### 4.2.3 Obtención de muestras

Se va a tomar el panel reparado tipo 2. Se va a eliminar el material sobrante de los bordes y con una sierra abrasiva se van a obtener 5 probetas con las dimensiones que se muestran en la Figura 4.3

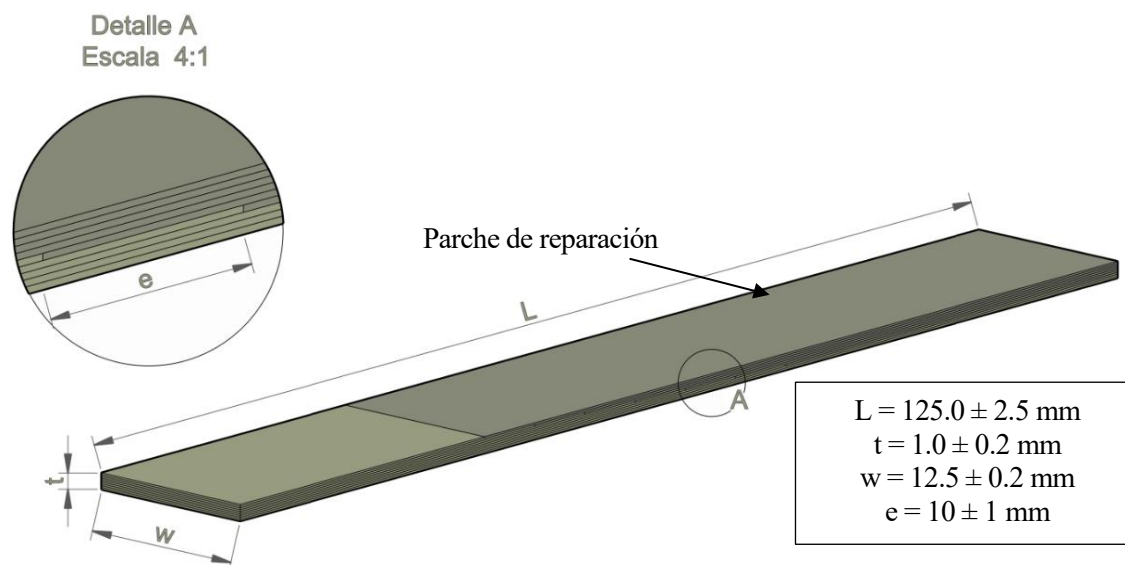


Figura 4.3 Probeta para el ensayo

#### 4.2.4 Herramientas y equipos necesarios

- Sierra de corte abrasiva
- Máquina universal de ensayos
- Útil para la sujeción de la probeta
- Ordenador para el monitorizado del ensayo
- Calibre con fondo de escala de 0.01 milímetros

#### 4.2.5 Descripción del utillaje necesario

La probeta se va a tratar como una viga con apoyos tipo deslizadera-empotramiento. El extremo en el que se aplica la carga es el que presenta la deslizadera, que además será el lado del parche de reparación. El extremo opuesto presentará el empotramiento.

Para poder conseguir estos apoyos y para poder aplicar la carga con una máquina universal de ensayos se ha de emplear un útil que consiga este tipo de apoyos, como el que se muestran en la Figura 4.4.

Se ha de tener en cuenta que las imágenes que se muestran son meramente orientativas. Cualquier modificación geométrica sería válida mientras se respeten las dimensiones que se establecen en el plano de la Figura 4.5.

#### 4.2.6 Realización del ensayo

Primero hay que colocar el utillaje en la máquina de ensayo y la probeta en el útil.

Aproximar la mordaza superior al extremo de la probeta y decalar en este punto para poder medir la flecha de la probeta en todo el ensayo.

Cargar la probeta aplicando un desplazamiento vertical de la mordaza de 1 mm/min hasta que la pérdida de rigidez asociada al fallo de las láminas sea mayor al 75%.

Monitorizar la carga y el desplazamiento vertical de la mordaza durante el ensayo.

Descargar la probeta.

Analizar y validar los resultados según el apartado 4.2.7.

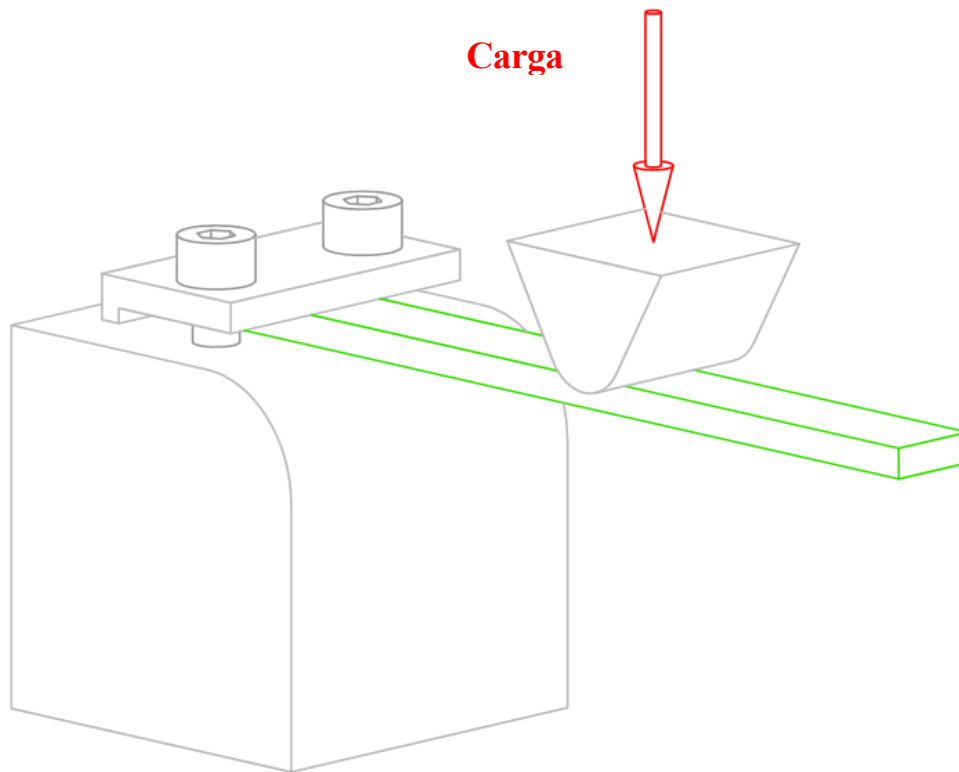


Figura 4.4 Esquema del montaje del a probeta de ensayos

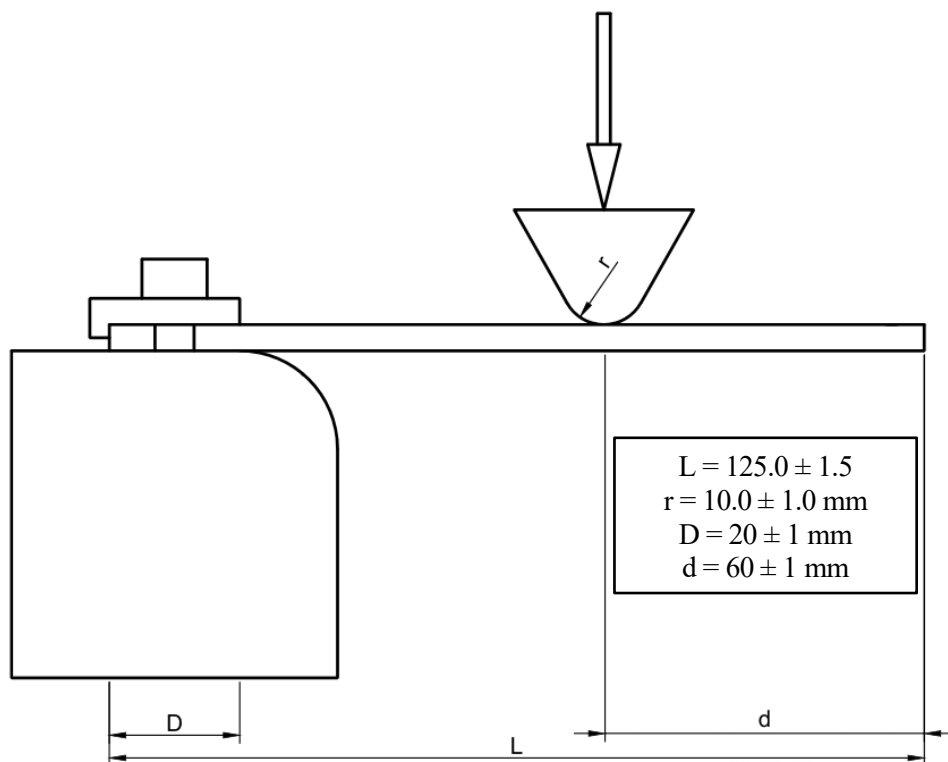


Figura 4.5 Dimensiones principales del montante de la probeta de ensayos

### 4.2.7 Validación de resultados

El diagrama ‘carga-desplazamiento’ que se ha de obtener tiene la forma de que se ilustra en la Figura 4.6.

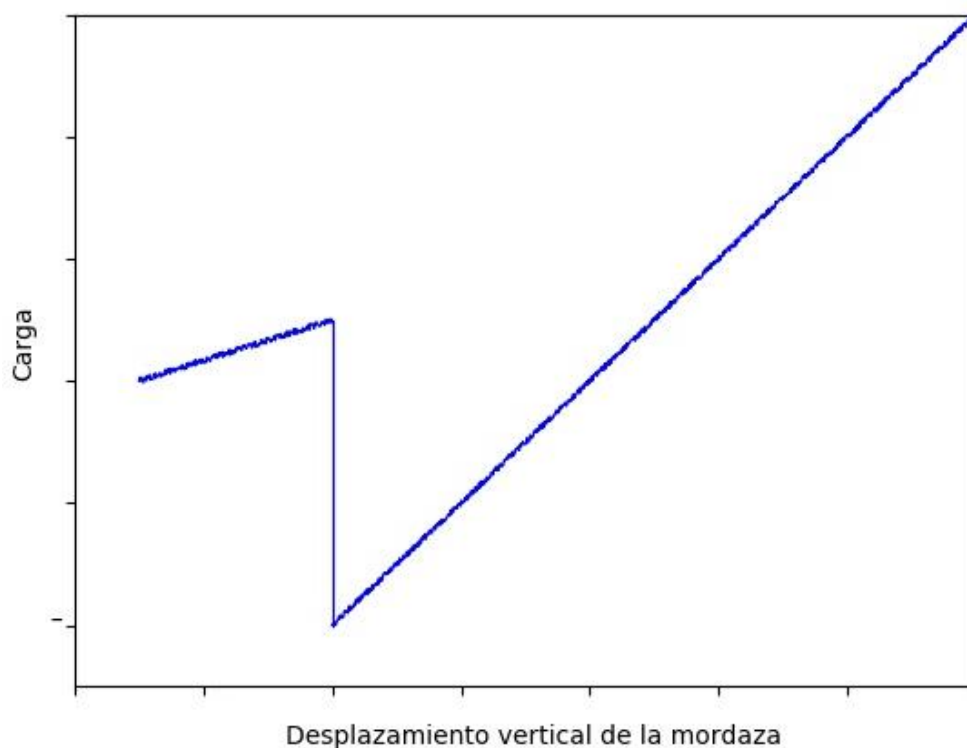


Figura 4.6 Diagrama ‘Carga-Desplazamiento vertical de la mordaza’ tipo para el ensayo a flexión

Esta gráfica enfrenta la lectura de carga, que es negativa ya que el desplazamiento vertical de la mordaza es hacia abajo, frente a la lectura del desplazamiento vertical de la mordaza. Se observa que el comportamiento es lineal. Al igual que en el ensayo a tracción, al comienzo del ensayo la forma de la línea puede no ser lineal ya que el montaje del ensayo ha de acomodarse.

El fallo se replica en la gráfica a través de una caída considerable en la lectura de carga. Esto representa la rotura de alguna lámina del material. La realidad puede ser que, antes del fallo del material haya pequeñas caídas en la lectura de carga ya que la probeta puede sufrir daños como microroturas.

## 4.3 Determinación de la tenacidad a la fractura interlaminar

### 4.3.1 Objeto

En este apartado se expone la metodología diseñada para la determinación de la tenacidad a fractura interlaminar,  $G_C$ , de muestras de fibra de carbono fabricadas con cinta unidireccional a las que se les ha realizado una reparación siguiendo las instrucciones expuesta en el Apartado 8.

### 4.3.2 Normativa de referencia

Se ha tomado como referencia para el diseño del procedimiento la AITM 1-0005 “Determination of interlaminar fracture toughness energy”. Esta norma no es directamente aplicable por lo que se ha de adaptar para conseguir los objetivos del proyecto.

### 4.3.3 Obtención de muestras

Se va a tomar el panel reparado y se va a eliminar el material sobrante de los bordes y con un disco de corte abrasivo se van a obtener 3 probetas con las dimensiones que se muestran en la Figura 4.7.

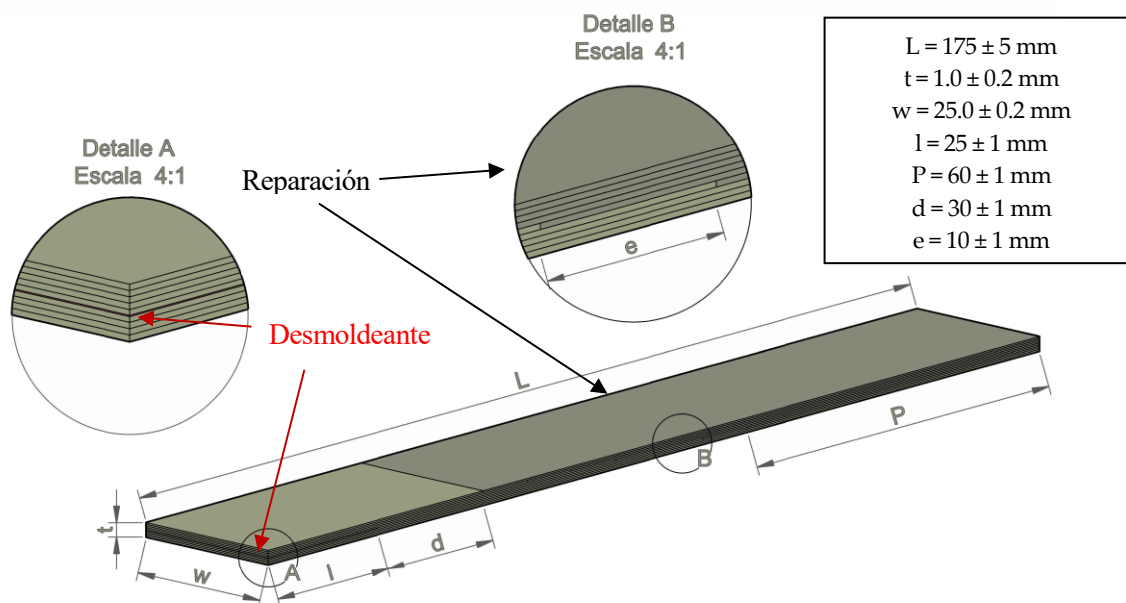


Figura 4.7 Probeta para el ensayo

#### 4.3.4 Herramientas y equipos necesarios

- Disco de corte abrasiva
- Máquina universal de ensayos
- Útil para la sujeción de la probeta
- Ordenador para el monitorizado del ensayo
- Calibre con fondo de escala de 0.01 milímetros
- Microscopio con magnificación de 5-15

#### 4.3.5 Realización del ensayo

Primero, se van a marcar las distintas longitudes que se van a tomar de referencia para la realización del ensayo. Se va a realizar una fina marca blanca a 15 milímetros de la grieta fabricada. Tras esto, se van a realizar 10 marcas distanciadas 10 milímetros y que empiecen respecto a la primera marca.

Después, hay que colocar el útil en la máquina de ensayo y la probeta en el útil. No se ha de forzar la probeta, sino que ha de ajustarse juntando las mordazas de la máquina.

Antes de la realización del ensayo se ha de precargar la probeta para propagar la grieta hasta que alcance una longitud 15 milímetros, o sea, la primera marca. Con esto se consigue evitar la influencia de la lámina de desmoldeante.

Hay que monitorizar la carga y el desplazamiento vertical de la mordaza durante el ensayo.

Cargar la probeta aplicando un desplazamiento vertical de la mordaza de 5 mm/min y dejar que se propague durante 100 milímetros, hasta la primera marca.

Apuntar el desplazamiento vertical de la mordaza (extensión en la máquina de ensayos) cada vez que la grieta llegue a una marca.

Repetir estos últimos dos pasos hasta llegar hasta la última marca.

Descargar la probeta.

Analizar y validar los resultados según el apartado 4.3.6.

#### 4.3.6 Validación de los resultados

La energía total absorbida por la probeta hasta alcanzar el tamaño de grieta fina se extrae diagrama 'carga-desplazamiento' que se obtiene tras la realización del ensayo. A modo ilustrativo, en la Figura 4.8, se puede

ver que la energía liberada ‘A’ se calcula como la integral del área de la curva de ensayo que queda encerrada entre el desplazamiento inicial y final.

- ‘A’ es el área pintada en gris que encierran las tres curvas límite, representa la energía calculada,
- ‘ $D_1$ ’ es el desplazamiento vertical de la mordaza para el tamaño de grieta inicial y
- ‘ $D_2$ ’ es el desplazamiento vertical de la mordaza para el tamaño de grieta final.

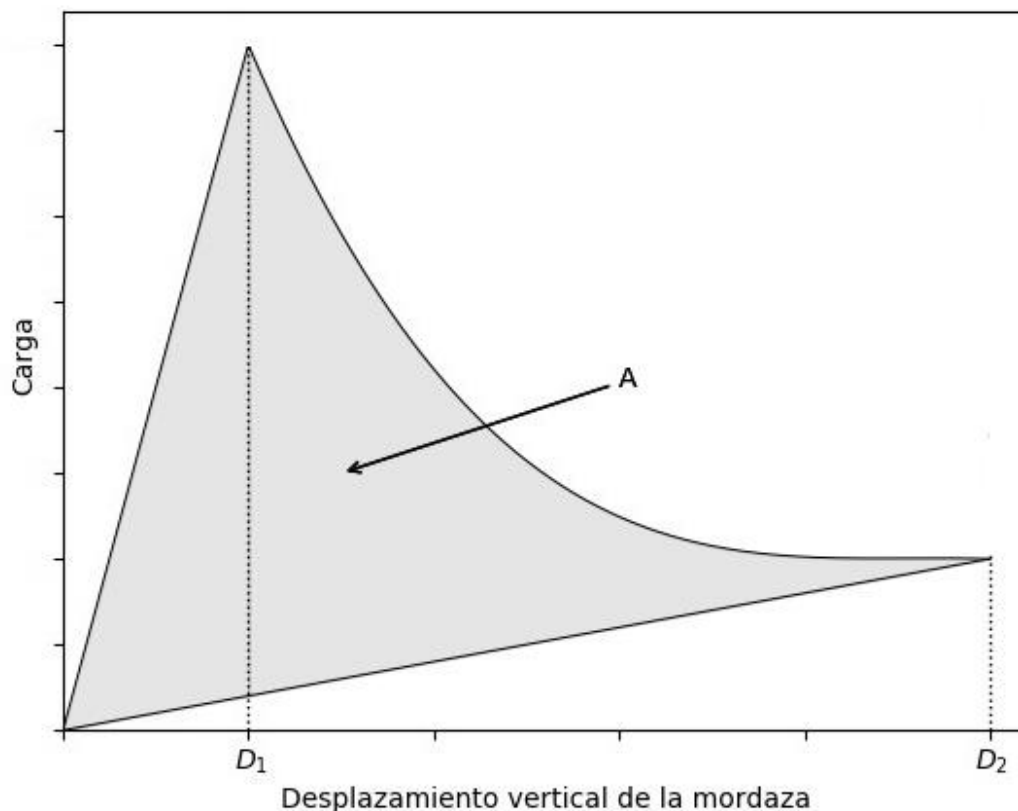


Figura 4.8 Diagrama ‘carga - desplazamiento de la mordaza’

Durante el transcurso de la propagación de la grieta, esta va a ver comportamientos diferentes. Al principio, la grieta se va a propagar en el panel sin reparar, tras esto va a penetrar en el escalonado para finalmente acabar de crecer en el área de la delaminación. En cada zona el valor del  $G_C$  va a variar y deberá de calcularse.

Se recomienda marcar sobre ambos bordes de la probeta, creando una fina línea de tinta blanca y usando un microscopio de ampliación 6.5, las distintas longitudes de grieta futuras a las que se realizará las mediciones. Es recomendable realizar entre 8 y 10 medidas.

Cuando se alcancen estas marcas durante la realización del ensayo, se parará y se anotará el desplazamiento vertical de la mordaza. Este valor será necesario para calcular la tenacidad a la fractura interlaminar para el tamaño de grieta asociado al desplazamiento vertical anotado. Este valor de la tenacidad es el que se ha de representar en la gráfica.

## 4.4 Determinación de la vida a fatiga del material

### 4.4.1 Objeto

En este apartado se expone la metodología diseñada para la determinación vida a fatiga de muestras de fibra de carbono fabricadas con cinta unidireccional a las que se les ha realizado una reparación siguiendo las instrucciones expuesta en el Apartado 8.



#### **4.4.2 Obtención de muestras**

En este caso, las muestras que se van a emplear son las mismas que las usadas en el ensayo de flexión. Estas ya se han presentado en el 4.2.3.

#### **4.4.3 Herramientas y equipos necesarios**

- Sierra de corte abrasiva
- Máquina de ensayos dinámicos
- Útil para la sujeción de la probeta
- Ordenador para el monitorizado del ensayo
- Calibre con fondo de escala de 0.01 milímetros

#### **4.4.4 Realización del ensayo**

El montaje del ensayo es idéntico al de fatiga salvo a excepción de la máquina de ensayos empleada.

El ensayo se va a realizar a una frecuencia de 2Hz y sometido a un desplazamiento oscilante e entre 0 y -9 mm.

#### **4.4.5 Validación de los resultados**

El ensayo se va a realizar tanto sobre probetas reparadas como sin reparar con el objetivo de comparar la vida útil bajo condiciones de carga idénticas y con ello justificar la realización de la reparación.



## 5 CALIBRACIÓN DEL EQUIPO DE CURADO

El equipo empleado para el curado de los paneles ha sido la unidad de curado Hotbonder AHB-380DV3.

### 5.1 Prueba 1

De la manta térmica se conoce que para poder realizar un ciclo de temperatura de manera correcta se tienen unas limitaciones en el gradiente de temperatura que se muestran en la Tabla 5.1.

Tabla 5.1 Limitaciones en el gradiente de temperatura de las mantas térmicas grande e intermedia

Manta grande		Manta intermedia	
Rango de temperaturas	Gradiente máximo	Rango de temperaturas	Gradiente máximo
0 °C a 165 °C	3 °C/min	0 °C a 150 °C	3 °C/min
165 °C a 175 °C	2 °C/min	150 °C a 165 °C	2 °C/min
175 °C a 180 °C	1 °C/min	165 °C a 180 °C	1 °C/min

Se puede ver que hay rangos de temperatura a los que no es posible realizar el calentamiento, o enfriamiento con el gradiente máximo admisible por el equipo. Estos parámetros se tendrán en cuenta a la hora de realizar el curado del panel.

El panel para la prueba se ha fabricado con la fibra preimpregnada ‘HexPly 8552/34% AS4’ del fabricante HEXCEL.

Para el curado del este tipo de fibra, y en el caso de que la pieza sea monolítica, el ciclo que se ha de seguir es el siguiente:

1. Aplicar vacío total (1 bar).
2. Seleccionar una presión de curado de 7 bar.

3. Reducir el vacío a 0.2 bar cuando la presión en el autoclave sea de 1 bar.
4. Calentar a un ratio de 1 - 3 °C/min hasta  $110 \pm 5$  °C.
5. Mantener a  $110 \pm 5$  °C durante  $60 \pm 5$  minutos.
6. Calentar a un ratio de 1 - 3 °C/min hasta  $180 \pm 5$  °C.
7. Mantener a  $180 \pm 5$  °C durante  $120 \pm 5$  minutos.
8. Enfriar con un gradiente de 2 - 5 °C/min.
9. Ventilar la presión del autoclave cuando la temperatura sea de 60 °C o menor.

El perfil que se tendría se muestra en la Figura 5.1.

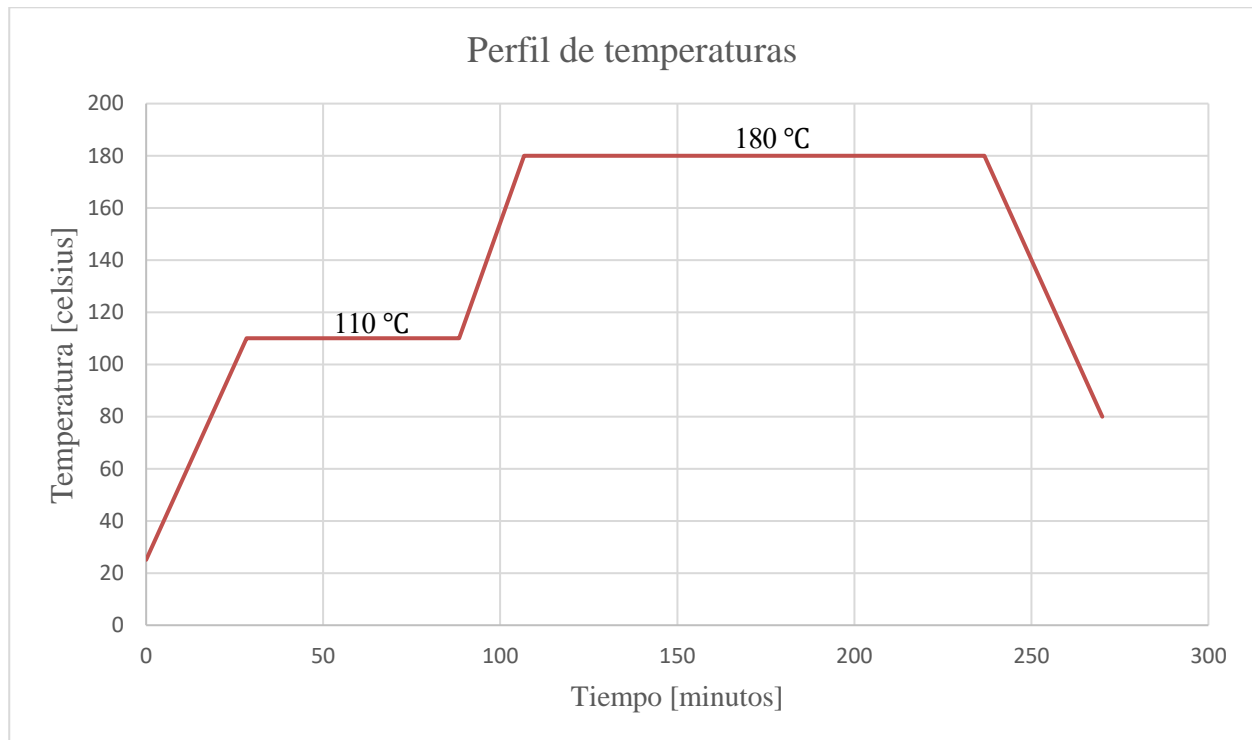


Figura 5.1 Ciclo de curado del preimpregando de fibra 'HexPly 8552'

Como el objetivo de este experimento es ajustar el perfil de temperaturas de la manta térmica solo se va a tener en cuenta la temperatura y el vacío. La presión, no.

Atendiendo a las limitaciones anteriormente expuestas, el perfil de temperatura a seguir es el que se muestra en la Tabla 5.2.

Tabla 5.2 Perfil de temperaturas para el curado con manta térmica

Perfil de temperatura			
Tramo	Gradiente [ °C/min]	Temperatura [ °C]	Tiempo [min]
1	3	110	60
2	3	150	0
3	2	165	0
4	1	180	120
5	3	0	0

La bolsa de vacío se monta como se explica en el 3.10. Se ha de tener en cuenta que para monitorizar el proceso de curado se han tenido que colocar dos termopares. Uno se ha insertado en la mitad del laminado, en uno de los bordes y al lado de una esquina. El otro se ha colocado debajo y en el centro de la plancha metálica de aluminio usada. El montaje de la bolsa se puede observar en la Figura 5.2.

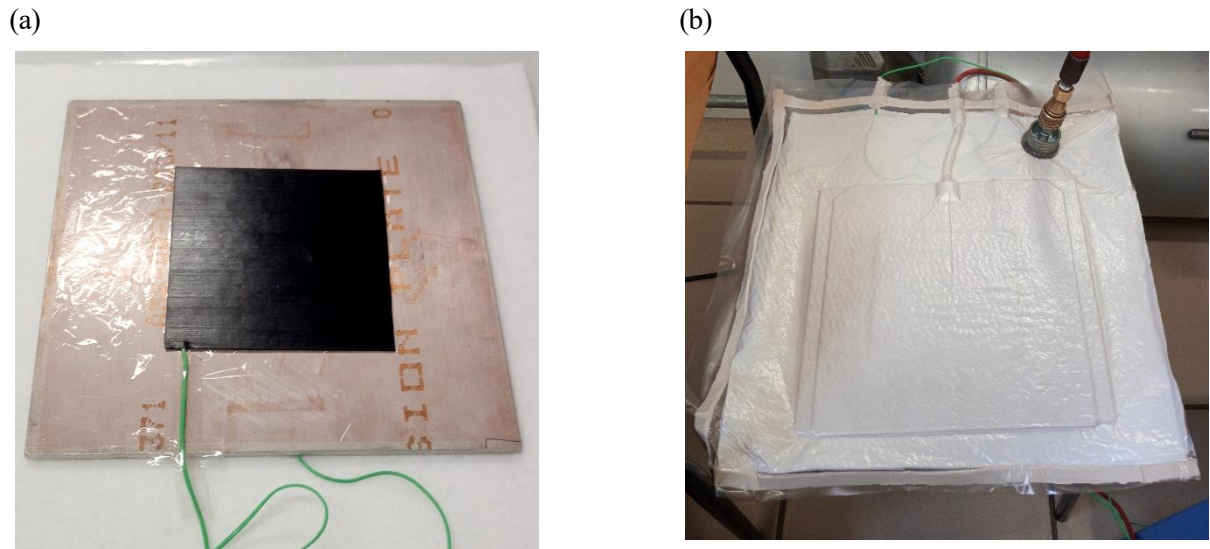


Figura 5.2 (a) Panel con los termopares y, (b) Bolsa de vacío completa

En la Figura 5.3 se muestra el perfil programado y la lectura de ambos termopares. La línea roja es la del termopar más caliente y la azul la del más frío.

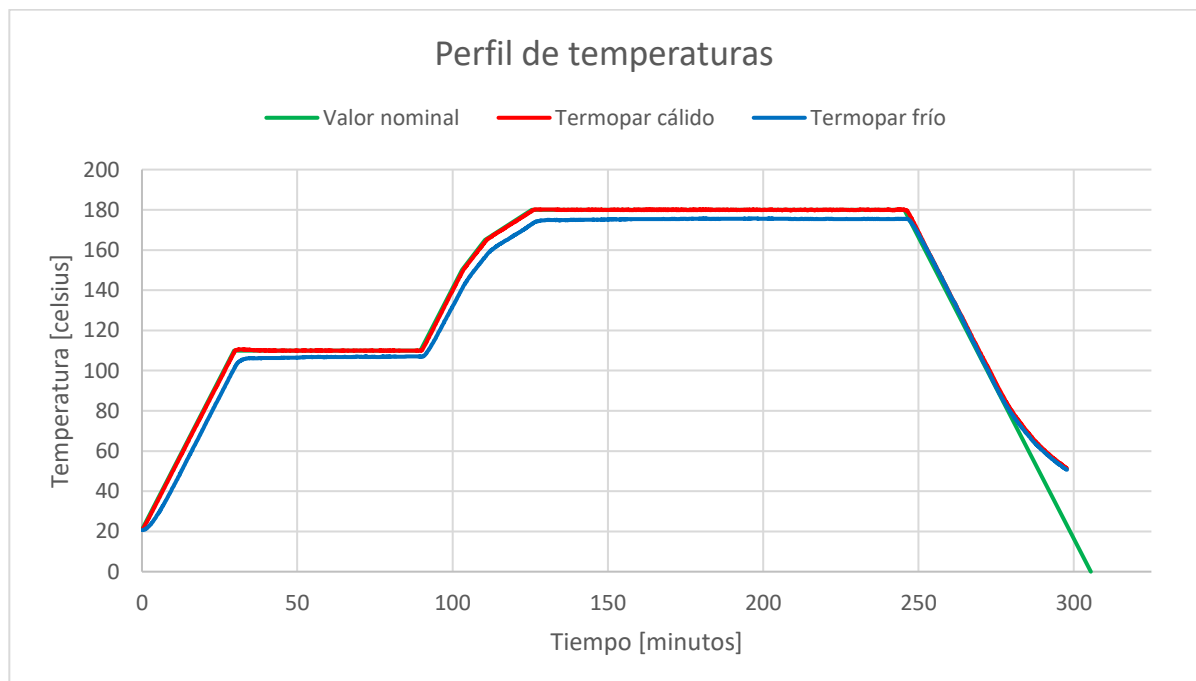


Figura 5.3 Perfil de temperaturas y lectura de los termopares de la prueba 1

En la última fase del ciclo, durante el enfriamiento, la velocidad de enfriamiento era menor a la que se estableció en el equipo. Ya que al final se enfría con la temperatura ambiente. Debido a esto, cuando el panel estaba a 50 °C saltó la alarma. Hubo que parar el ciclo. Esto, a priori, no afecta al curado del panel ya que ocurre al final del ciclo y a temperaturas cercanas a la ambiental. Además, en el punto en el que se separa la

lectura de los termopares al valor programado, el ratio de enfriamiento tiende a  $1\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{min}$ , lo que está dentro de los límites que establece el fabricante.

Por otro lado, se observa que el termopar más frío está decalado, aproximadamente,  $8\text{ }^{\circ}\text{C}$  respecto al valor nominal. Esto es lógico ya que la plancha de aluminio ejerce de resistencia a la transmisión de calor. El único tramo en el que ambas lecturas coinciden prácticamente es en el proceso de enfriamiento. Esto se debe a que durante el enfriamiento el calor se disipa y el ratio de disipación lo controla la manta térmica.

El acabado final no es bueno. La manta térmica, al haber sido usada repetidas veces con anterioridad, estaba dañada y calcó su arrugada geometría en el panel, dejando surcos de importantes dimensiones. En la Figura 5.4 se muestra el acabado de la cara que pegaba a la manta térmica.

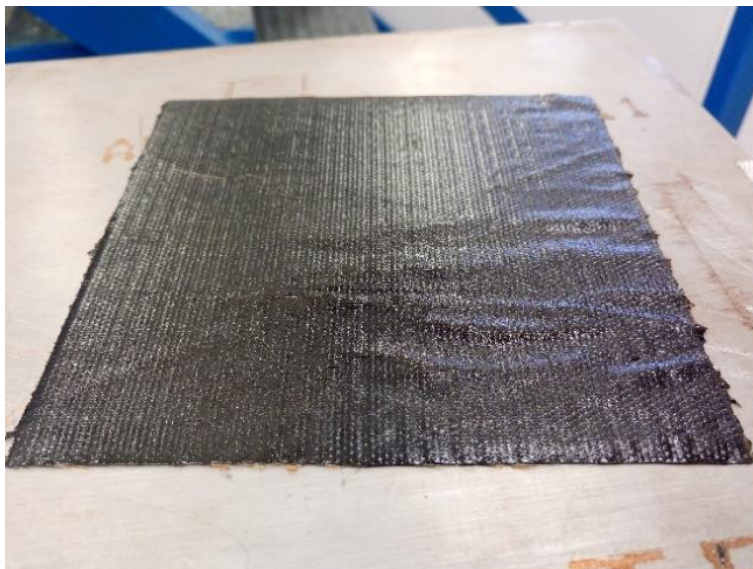


Figura 5.4 Acabado superficial del panel de la prueba 1

## 5.2 Prueba 2

En esta segunda prueba se ha usado una manta térmica nueva. El material empleado es el mismo, por lo que no cambia el ciclo de curado. El montaje de la bolsa y el ciclo de curado se pueden observar en la Figura 5.5 y Figura 5.6 respectivamente.



Figura 5.5 Bolsa de vacío de la prueba 2

En esta prueba, la temperatura a la que se ha cortado el ciclo durante el enfriamiento ha sido a 80 °C para evitar que se activase la alarma. En este ciclo no ha habido ningún problema. La única diferencia es que, en el tramo que va desde 80 °C a temperatura ambiente, el calor se ha disipado por convección natural sin control del equipo. El ciclo se muestra en la Figura 5.6.

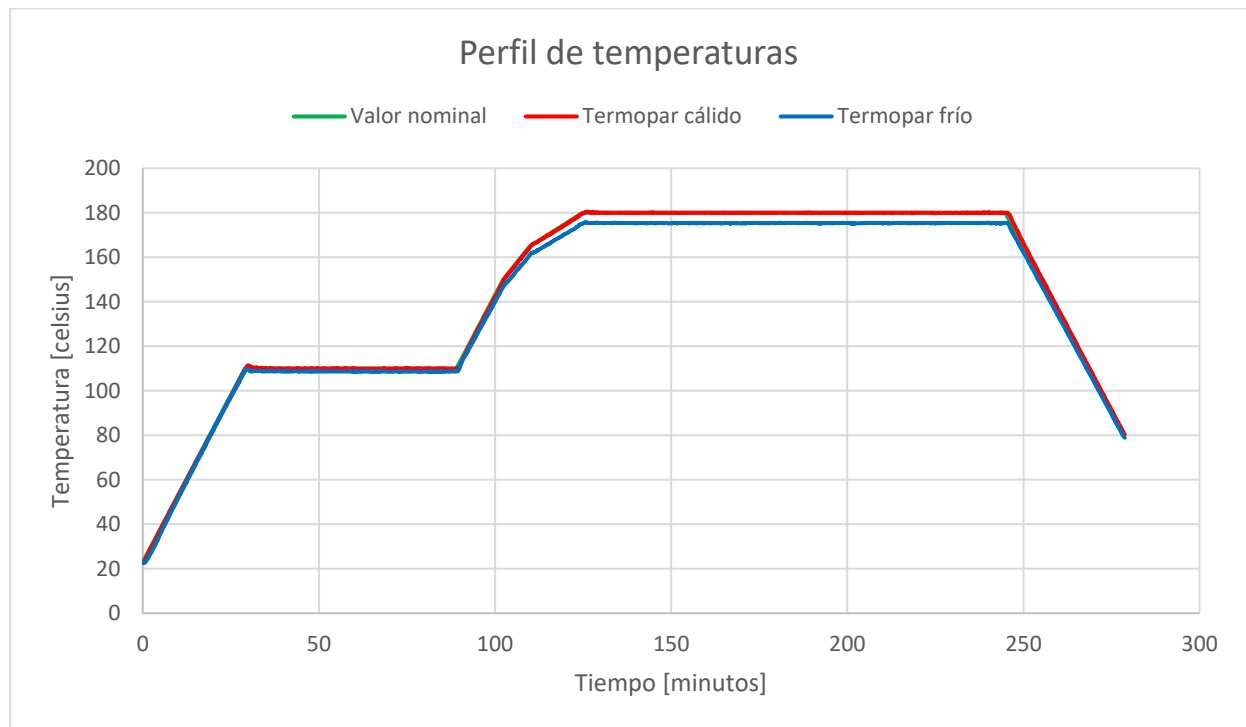


Figura 5.6 Perfil de temperaturas y lectura de los termopares de la prueba 2

El acabado de la cara de la manta es mucho mejor en comparación con el obtenido en la primera prueba. Esto se debe a que la manta térmica no estaba tan dañada como la usada en la primera prueba. Este acabado puede observarse en la Figura 5.7.

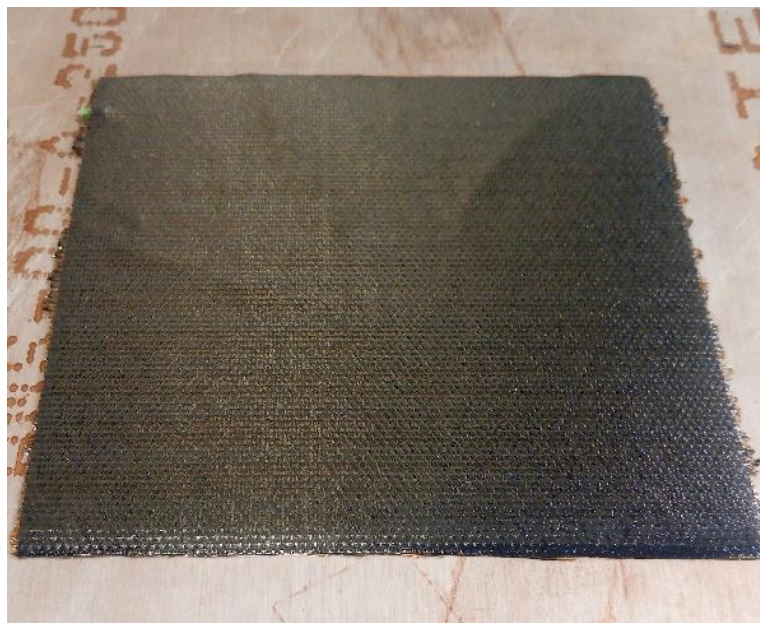


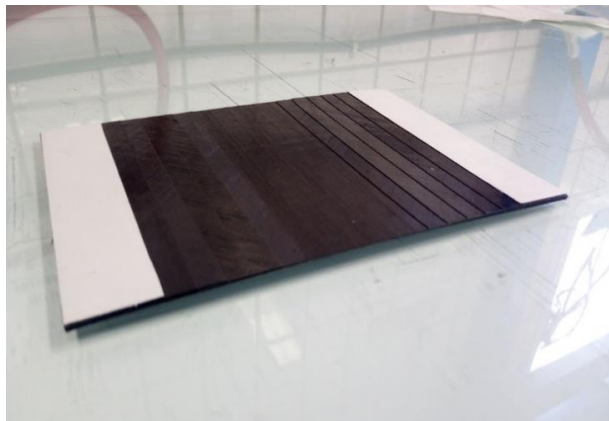
Figura 5.7 Acabado superficial del panel de la prueba 2



### 5.3 Prueba 3

La tercera prueba va a consistir en curar el parche de reparación apilado sobre un panel en la que el resanado se ha fabricado artificialmente, se puede observar en la Figura 5.8. Este panel se va a curar en el autoclave aplicando presión, temperatura y vacío. Una vez curado, se va a colocar una lámina de adhesivo y sobre esta el parche de reparación que sí se va a curar con la manta térmica. Hay que tener cuenta que, al romper la simetría del panel, se van a crear unas tensiones que van a deformarlo. Este efecto puede verse en la Figura 5.8.

(a)



(b)

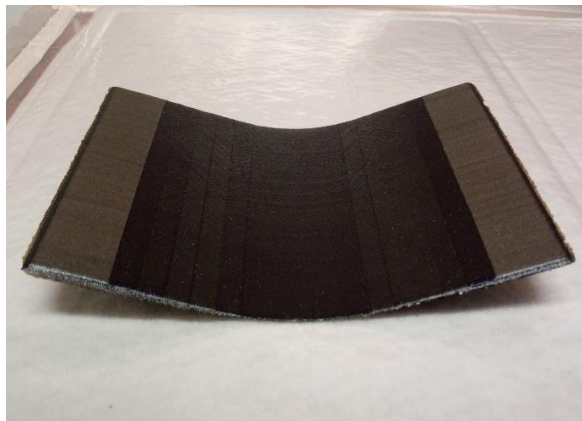


Figura 5.8 Panel con la reparación fabricada (a) fresco y (b) curado

Para apilar sobre el panel ya curado (y por ello flectado) se va a aplanar fijándolo por los extremos con cinta adhesiva, como se muestra en la Figura 5.9. Es importante comentar en este punto que, aunque a priori, al deformar el panel para que adquiriera una forma plana se le inducen tensiones, esto no es nada lejano a la realidad. En la industria se reparan paneles de gran tamaño en los que el área de reparación respecto al área total del panel es muy pequeña. El área no resanada ejerce un efecto rigidizador sobre el área resanada obligando a esta a permanecer indeformada respecto a su estado original. Esto hace que se induzcan tensiones en el área resanada, al igual que las que se están induciendo al fijar el panel por los extremos.

Con el panel ya fijado por los extremos, se ha colocado una lámina de adhesivo compatible con el material y se ha compactado. Sobre esta lámina de adhesivo se ha apilado el parche de reparación, reproduciendo la secuencia de apilado original, y se ha compactado.

Se ha de tener en cuenta que el parche tiene un efecto rigidizador y casi consigue recuperar la planitud del panel. Esto se puede observar en la Figura 5.9.

(a)



(b)

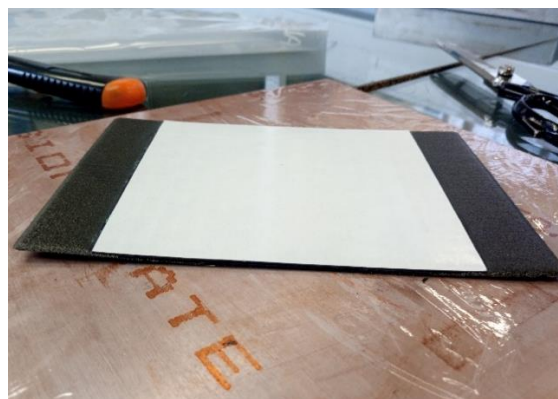


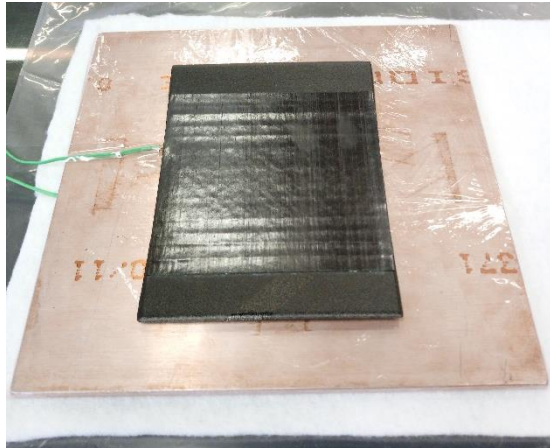
Figura 5.9 (a) Panel fijado por los extremos antes del apilado y (b) Panel con el parche de reparación apilado y fresco

Una vez apilado el parche de reparación solo queda crear la bolsa de vacío con la manta térmica y curar el



parche. Se van a colocar dos termopares para controlar el curado, uno se va a penetrar dentro del parche y otro se va a colocar debajo de la plancha en la que se va a colocar el panel. En la Figura 5.10 se puede ver el panel con el parche y los termopares y la plancha de aluminio empleada para hacer la bolsa. En la Figura 5.10 se puede observar la bolsa ya finalizada durante el proceso de curado con la manta térmica.

(a)



(b)



Figura 5.10 (a) Panel de la prueba 3 con el termopar insertado y (b) Bolsa de vacío de la prueba 3

El material empleado es el mismo por lo que el ciclo de curado es el mismo. En la Figura 5.11 se muestra el perfil de temperaturas al que se ha sometido al parche para su curado y la lectura de los termopares colocados.

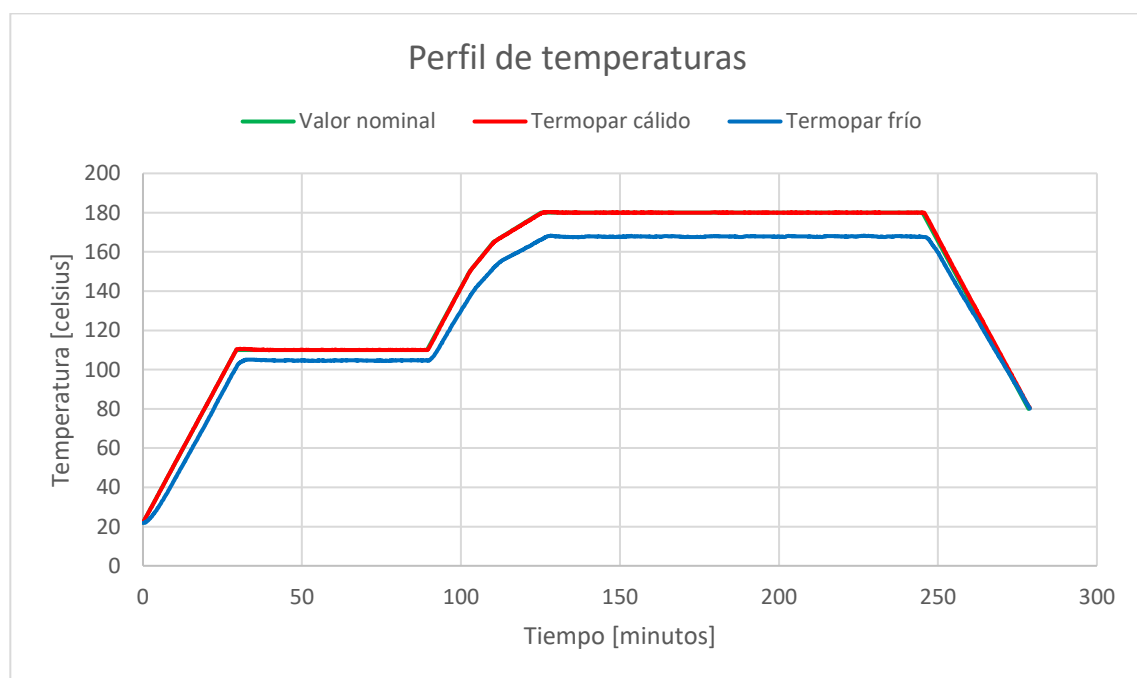


Figura 5.11 Perfil de temperaturas y lectura de los termopares de la prueba 3

Se puede ver que el ciclo se ha realizado sin ningún problema. La diferencia entre el termopar cálido y el frío se debe a la resistencia que ejerce la plancha de aluminio a la transferencia de calor.

Una vez finalizado el ciclo se ha desmontado la bolsa de vacío y se ha extraído el panel, Figura 5.12. Los resultados obtenidos han sido buenos. El acabado superficial del parche ha sido el esperado. Se ha obtenido una superficie bastante plana y homogénea a expensas de 3 arrugas que la manta térmica ha replicado en esta superficie durante el curado. Esto se podrá corregir sin ningún problema usando una manta térmica nueva. Por

otro lado, el espesor del panel reparado aumenta en la zona del parche. El espesor nominal del apilado curado en autoclave es de 1,88 milímetros y el del parche es de 2,45 milímetros. Esta diferencia de espesor se debe a que la manta térmica solo aplica vacío y temperatura, pero no presión. Debido a esto el parche no se compacta tanto como el apilado original y el parche acaba teniendo mayor espesor.

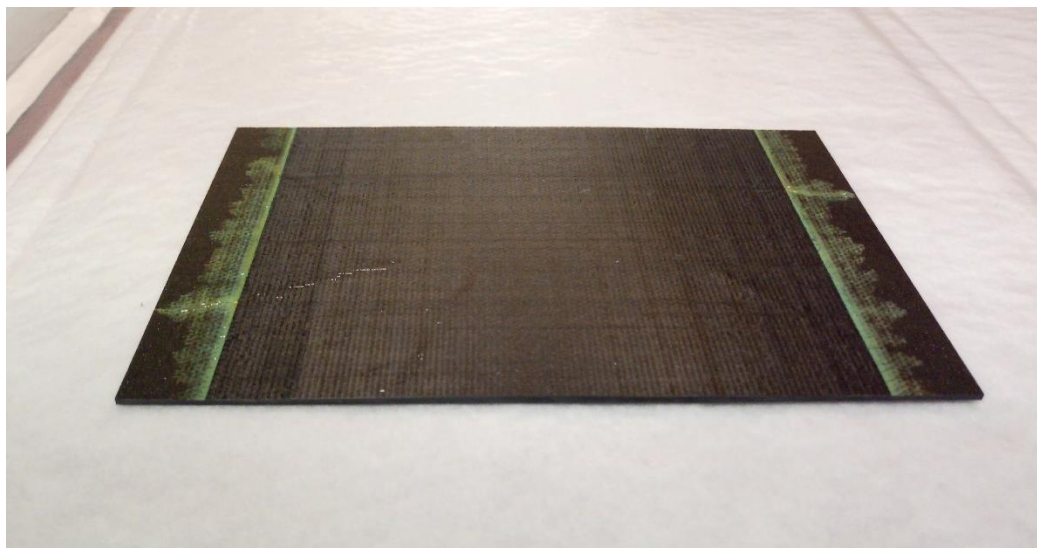


Figura 5.12 Panel reparado de la prueba 3

Finalmente, el resultado obtenido más relevante ha sido la recuperación total de la planitud del panel. Al replicar la secuencia de apilado del panel original, el parche de reparación rigidiza el panel y consigue mantener la planitud.

## 5.4 Prueba 4

La cuarta prueba va a consistir en curar el parche de reparación apilado sobre un panel en la que el resanado se ha fabricado artificialmente, exactamente igual que el panel correspondiente a la prueba 3. Este panel, Figura 5.13, ha sido curado en el autoclave aplicando presión, temperatura y vacío. Una vez curado, se ha lijado la superficie escalonada y se ha colocado una lámina de adhesivo y sobre esta se ha apilado el parche de reparación. Este parche va a recrear la secuencia de apilado. Además, se va a añadir otra capa externa con la fibra orientada a  $0^\circ$ . Con esto se pretende estudiar la influencia que puede tener esta capa añadida en la geometría final del panel ya que rompe la simetría pudiendo generar deformaciones finales.

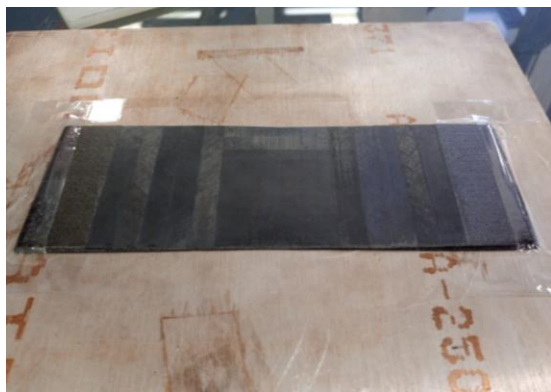


Figura 5.13 Panel de la prueba 4

Por otro lado, añadir una capa extra al parche de reparación lo rigidizará y, conseguirá un aumento considerable de la resistencia a flexión del parche.

El proceso de apilado se ha realizado al igual que en la prueba 3, se ha fijado por los extremos el panel para forzar su planitud y se ha apilado encima tanto el adhesivo como el parche de reparación con la capa extra. En la Figura 5.14 se puede ver el panel fijado y en la Figura 5.14 se ve el panel con el parche de reparación apilado. Nótese que, al igual que antes, se ha recuperado parte de la planitud.

(a)



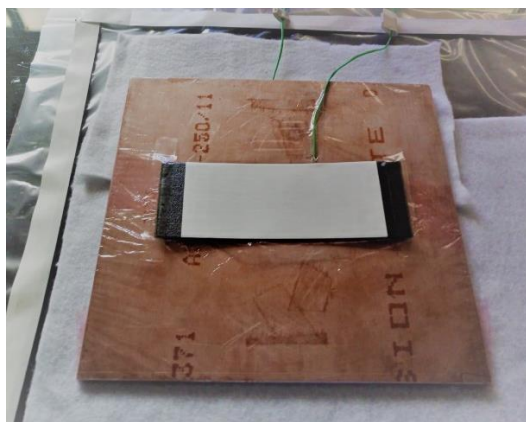
(b)



Figura 5.14 a) Panel de la prueba fijado por los extremos antes del apilado y (b) Panel con el parche de reparación apilado y fresco

Una vez apilado el parche, se ha realizado la bolsa de vacío con la manta térmica y los termopares, como se muestra en la Figura 5.15 y se ha curado.

(a)



(b)



Figura 5.15 (a) Panel de la prueba 4 con el termopar insertado y (b) Bolsa de vacío de la prueba 4

El perfil de temperaturas y la lectura de los termopares durante el proceso de curado se muestra en la Figura 5.16. En este caso, y al igual que en los anteriores, las lecturas siguen el perfil térmico definido como “Set Point”, coincidiendo la lectura del termopar cálido, usado como termopar guía, con la referencia. Además, la lectura del termopar frío se encuentra distanciado entre 5 °C y 12 °C ya que la plancha de aluminio usada como base ejerce como resistencia a la transmisión de calor.

En este caso, la única diferencia ha sido que, como se pronosticó, al romper la simetría en el área del parche, no se equilibrarían las tensiones de curado y el panel se deformaría. Así ha sido, pero la deformación es casi inapreciable al ojo humano al mirar el panel de perfil. La deformación sí se aprecia al colocarlo en una superficie plana y al ver que se balancea sobre la cara opuesta al parche y que se aplasta si se aprieta sobre la cara del parche.



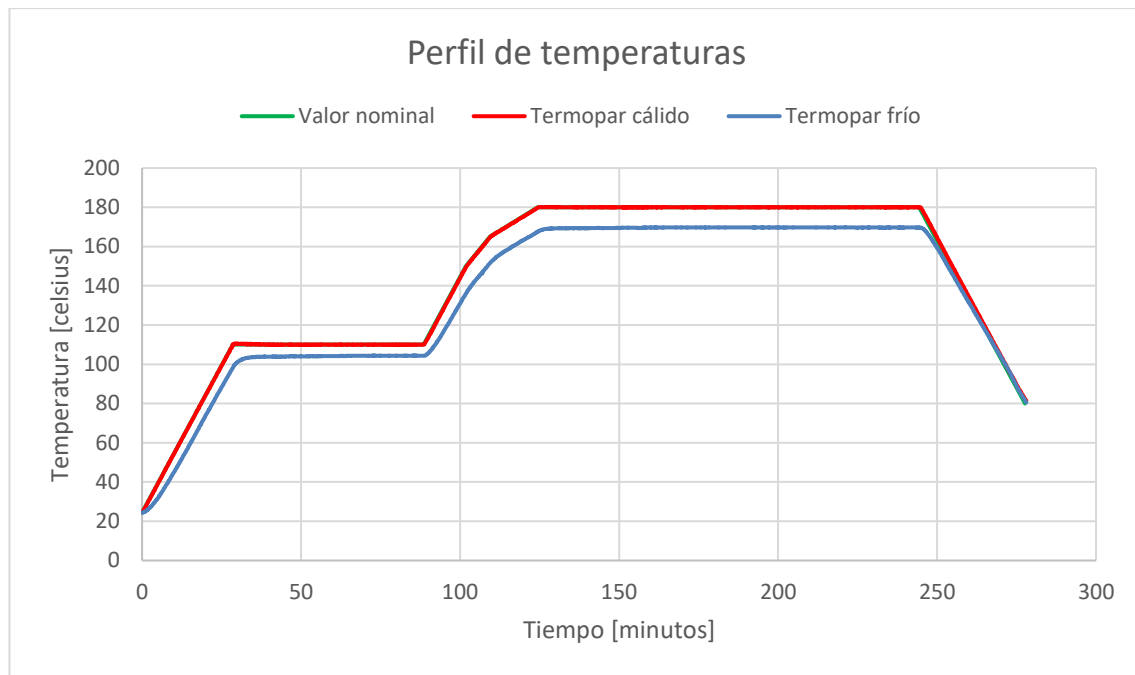


Figura 5.16 Perfil de temperaturas y lectura de los termopares de la prueba 4

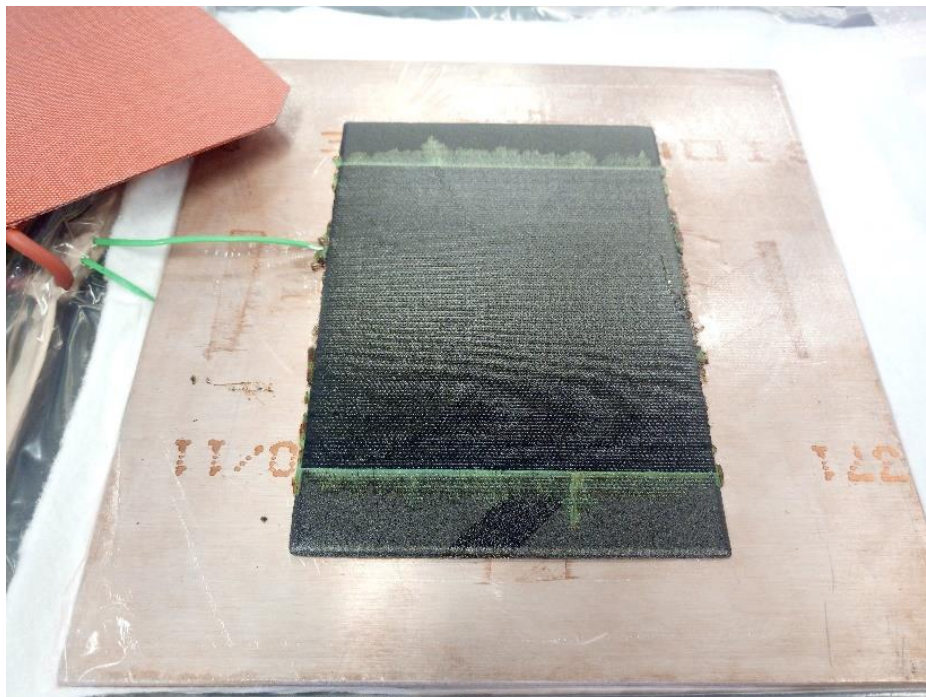


Figura 5.17 Panel curado de la prueba 4

## 5.5 Prueba 5

En esta prueba se va a curar un panel fabricado con los retales que han sobrado durante la realización del proyecto. Se han apilado 8 capas a 0° creando un panel cuadrado de 12 x 15 centímetros. El objetivo de esta prueba es curar el panel con la manta térmica grande para ver en qué grado se ajusta el ciclo diseñado al perfil térmico real.

En la Figura 5.18 se muestra el proceso de creación de la bolsa de vacío para el curado del panel.

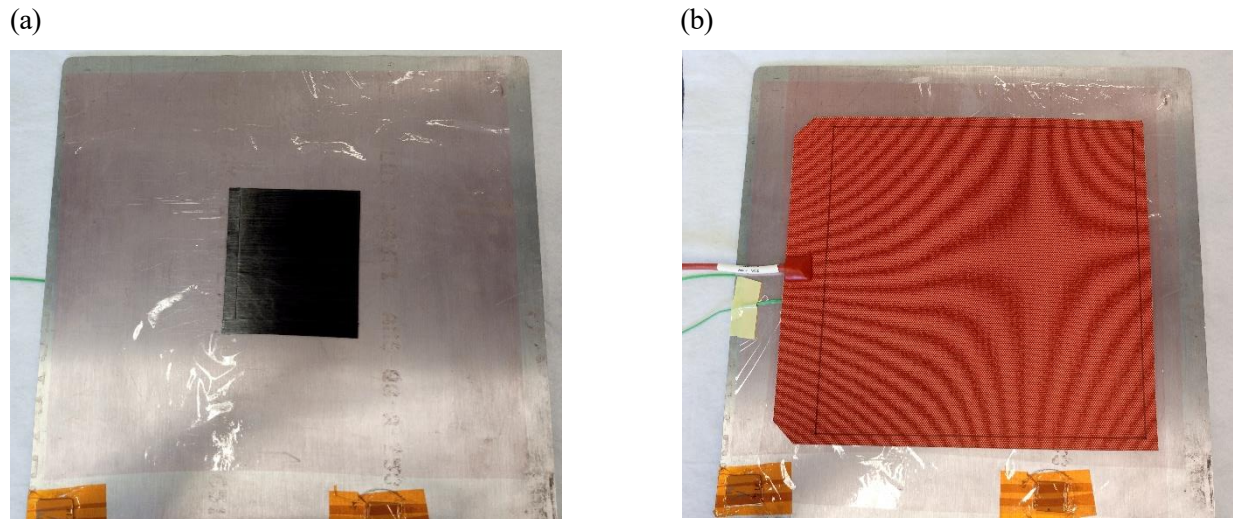


Figura 5.18 (a) Panel de la prueba 4 fresco y, (b) Panel con termopares y manta térmica

En la Figura 5.19 se muestra la bolsa final de vacío. Se colocaron dos tomas de vacío, aunque solo se va a usar una. Siempre que la toma extra no pierda vacío ésta no influirá en el proceso de curado.

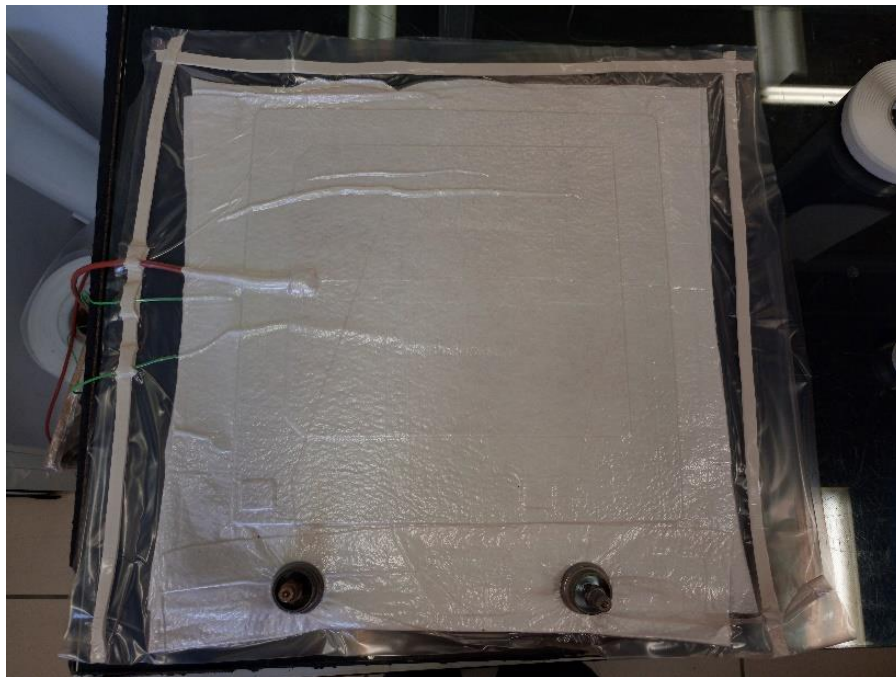


Figura 5.19 Bolsa de vacío final

En esta prueba, el perfil de temperaturas establecido es distinto a los anteriores ya que la manta térmica no es la misma. En la Tabla 5.3 se muestran los distintos tramos que componen el perfil de temperaturas. Como se puede observar, para evitar que suene la alarma en el tramo de enfriamiento se ha finalizado este cuando haya descendido la temperatura hasta 60 °C.

Tabla 5.3 Perfil de temperaturas para el curado con manta térmica

Perfil de temperatura			
Tramo	Gradiente [ °C/min]	Temperatura [ °C]	Tiempo [min]
1	3	110	60
2	3	165	0
3	2	175	0
4	1	180	120
5	3	60	0

El resultado de temperaturas obtenidas en el ciclo se muestra en la Figura 5.20

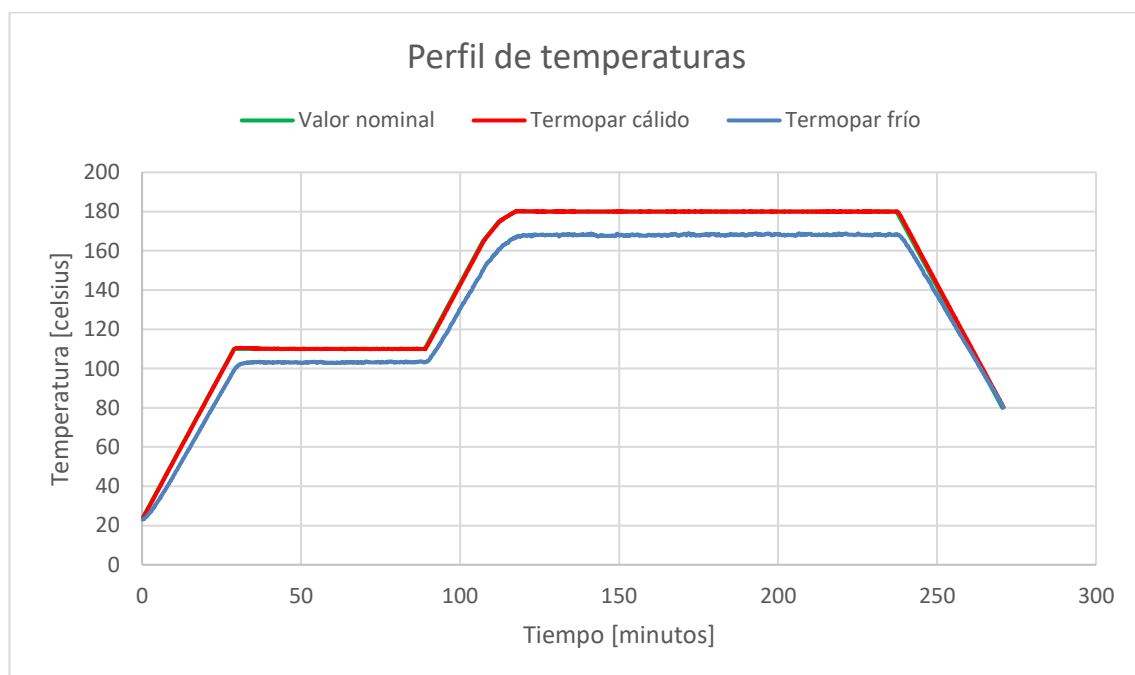


Figura 5.20 Perfil de temperaturas y lectura de los termopares de la prueba 5

## 6 FABRICACIÓN DE LOS PANELES

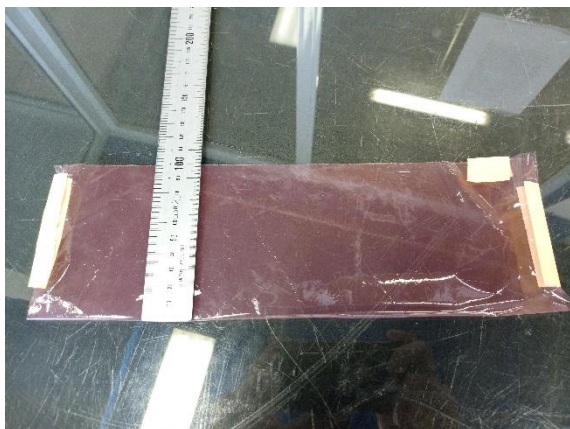
### 6.1 Fabricación del panel tipo 1

El panel 1 se fabrica para extraer probetas para la realización, tanto de los ensayos de determinación de la tenacidad a la fractura interlaminar como los de resistencia a flexión. De este tipo de panel solo se va a fabricar uno.

En primer lugar, se corta un cuadrado de desmoldeante de 200 x 200 milímetros y un rectángulo de 200 x 50 milímetros. Estas láminas van a modelar la delaminación y la pregrieta respectivamente.

Se dobla el rectángulo de la pregrieta alrededor de uno de sus ejes de simetría creando un rectángulo de 100 x 200 milímetros. En la Figura 6.1 se observa la longitud final del pliegue.

(a)



(b)



Figura 6.1 (a) Lámina de teflón doblada y, (b) Detalle de la longitud de la lámina de teflón

Nótese que se han fijado los extremos con cinta adhesiva para garantizar que la longitud del pliegue siempre sea de 100 milímetros.

Tras esto se comienza con el apilado. En la mesa de trabajo la lámina de 0°. Sobre esta se apila la de 90° apoyándonos sobre un taco de aluminio para garantizar que los bordes de las láminas coinciden. Así se asegura



en gran medida las orientaciones de las capas del laminado. Es importante compactar las láminas con la espátula de teflón.

Tras esto, se coloca la lámina de teflón a 125 milímetros de uno de los lados transversales largos de la lámina de 90°. Como se muestra en la Figura 6.2.

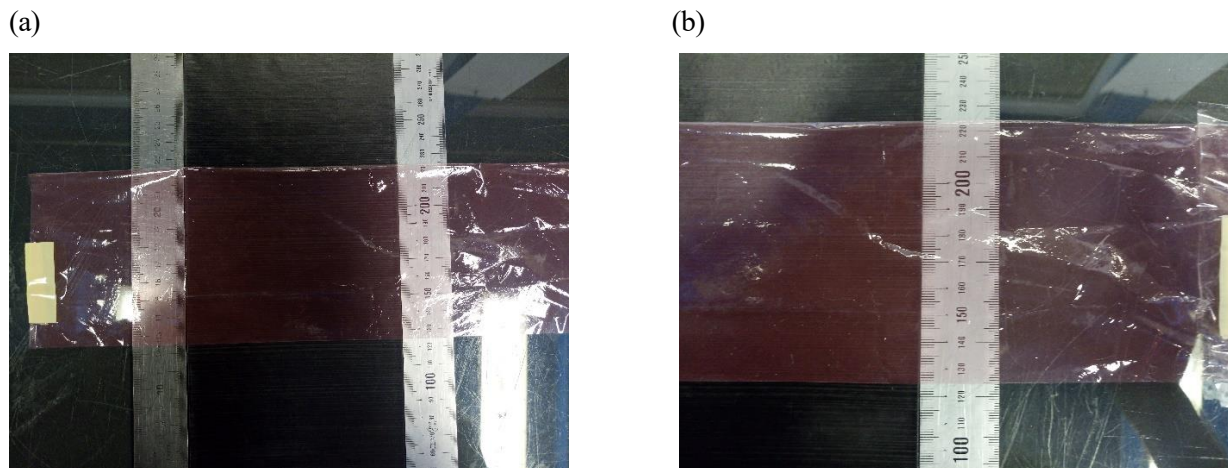


Figura 6.2 (a) Lámina de desmoldeante sobre el apilado y, (b) Detalle de la longitud del desmoldeante

Es importante fijar los extremos del desmoldeante con cinta adhesiva de manera que quede tensa. Esto facilita la colocación del desmoldeante sobre el laminado y el apilamiento de la siguiente lámina.

Es recomendable fijar el desmoldeante sobre el preimpregnado con la espátula de teflón. Esto ha de hacerse con extremo cuidado. Una vez se ha fijado, se recortan los bordes del desmoldeante y se fijan con cinta en la cara opuesta del laminado, a la que no se le ha retirado el papel protector.

Una vez se ha fijado totalmente el desmoldeante, se coloca y se compacta la lámina de +45° (sentido antihorario) y sobre esta la de -45°. Este apilado parcial se compacta en una bolsa de precompactación reutilizable fabricada para este propósito, Figura 6.3.

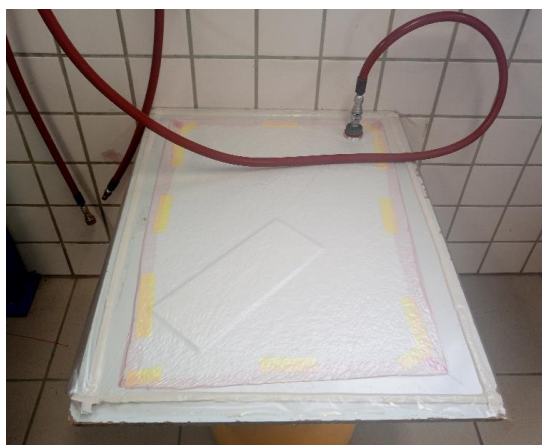


Figura 6.3 Bolsa de precompactación

Cuando han transcurrido 10 minutos se retira, se cierra la llave del sistema de vacío, se retira la bolsa y se extrae el panel. En el caso de que no sea posible compactar con la espátula la lámina de +45° contigua al desmoldeante, se pueden fijar los extremos y compactar en la bolsa reutilizable. Siempre con cuidado de que no se desplace ni la lámina ni el desmoldeante.

Sobre la capa de -45° y a una distancia de 285 milímetros del extremo de referencia se coloca la lámina de desmoldeante que va a actuar de pregrieta, como se muestra en la Figura 6.4.



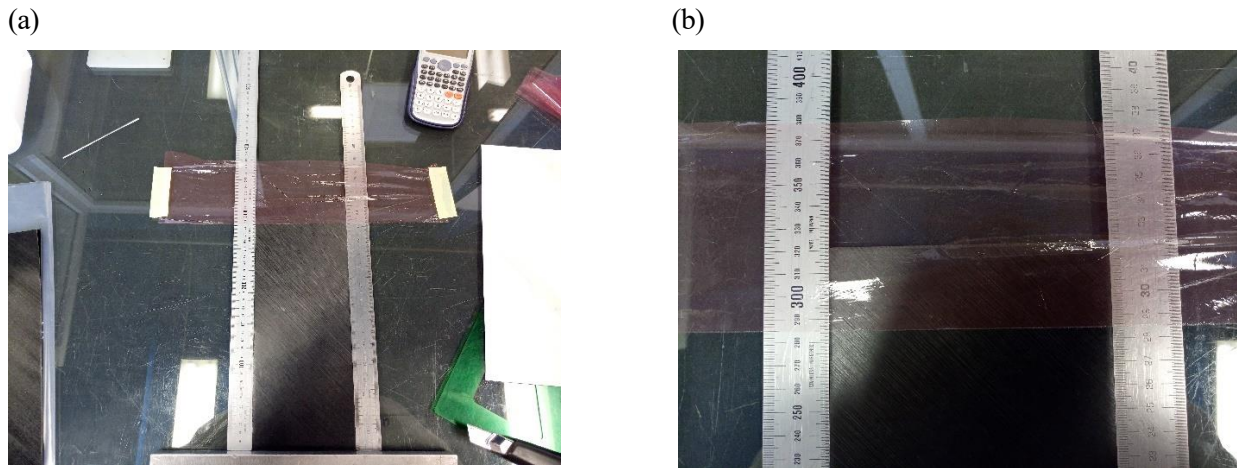


Figura 6.4 (a) Lámina de desmoldeante del extremo y, (b) Detalle de la longitud del desmoldeante

Se ha de realizar el mismo proceso que antes. Ha de fijarse firmemente con cinta en los extremos para que quede tensa y para que facilite su posicionamiento sobre el apilado. Tras esto hay que compactarla con cuidado para fijarla en el laminado. También hay que cortar los bordes y fijar los extremos a la cara opuesta del laminado. En el papel protector de la primera lámina, como se muestra en la Figura 6.5.

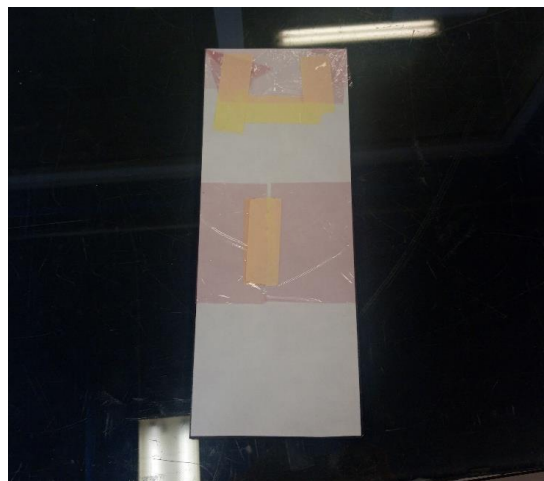


Figura 6.5 Láminas de desmoldeantes fijadas en el papel protector de la primera lámina

Finalmente, solo queda acabar de apilar y compactar las otras láminas. Se ha de apilar primera la de  $-45^\circ$ , después la de  $+45^\circ$  y la de  $90^\circ$  y por último la de  $0^\circ$ .

Ya habiendo finalizado la secuencia de apilado, se compacta en la bolsa reutilizable durante 10 minutos. Al finalizar esta última compactación, el panel se guarda y se sella en una bolsa de plástico para evitar que se contamine.

## 6.2 Fabricación del panel tipo 2

Del panel del tipo 2 se van a extraer las probetas para la realización de los ensayos de flexión. Se van a fabricar dos paneles de este tipo. Uno permanecerá intacto y otro será reparado. La secuencia de apilado es igual que la del panel tipo 1 y el procedimiento es el mismo a expensas de que este panel no tiene una pregrieta.

En este caso, el desmoldeante, cuyo pliegue mide 80 milímetros, se coloca a 95 milímetros del extremo, para que quede centrado sobre el panel. Y al igual que antes, se ha de colocar sobre la segunda lámina, la de  $90^\circ$ , como se observa en la Figura 6.6.

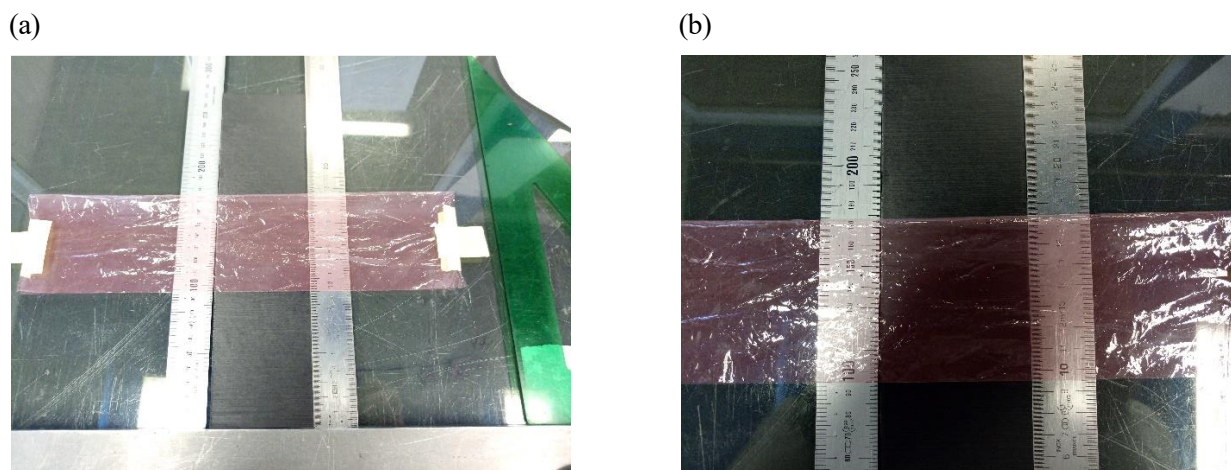


Figura 6.6 (a) Lámina de teflón sobre el panel tipo 2 y, (b) Detalle de la longitud del teflón

Sobre el desmoldeante se apila la lámina de  $+45^\circ$  y se compacta con cuidado. El resultado se muestra en la Figura 6.7.

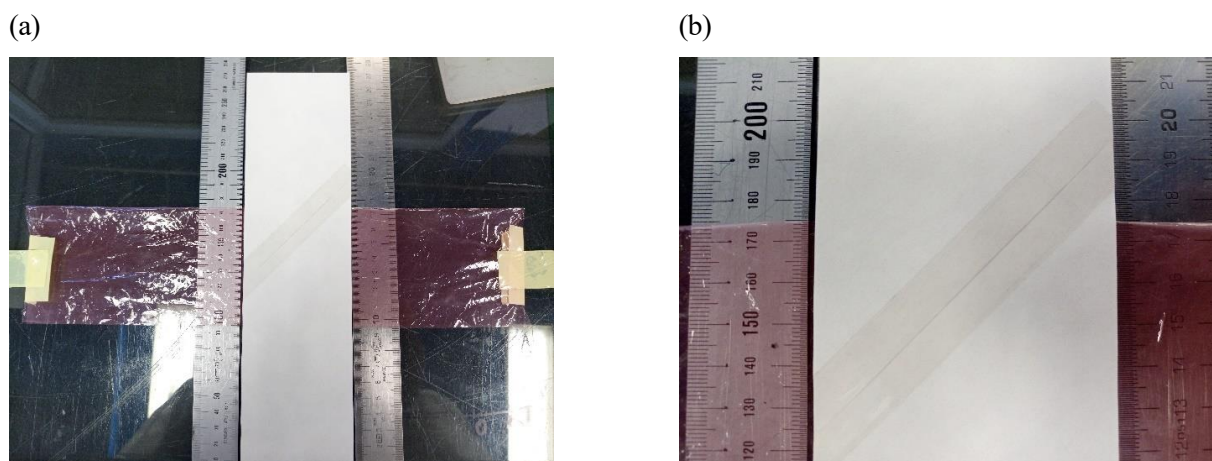


Figura 6.7 (a) Lámina de  $+45^\circ$  apilada sobre el teflón y, (b) detalle del desmoldeante con la lámina

Tras esto se apila y se compacta la lámina de  $-45^\circ$ , se cortan y se fijan los extremos del desmoldeante en la cara opuesta del laminado, sobre el papel protector, usando cinta adhesiva y se compacta en la bolsa de vacío reutilizable durante 10 minutos. En la Figura 6.8 se puede observar estos dos últimos pasos descritos.

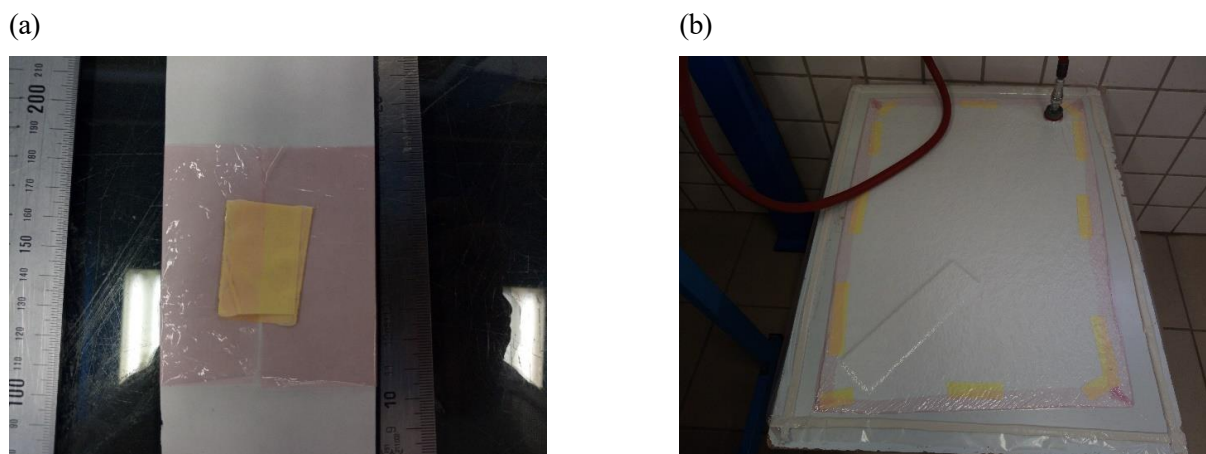


Figura 6.8 (a) Desmoldeante fijado al panel con adhesivo y, (b) compactación del apilado



El último paso consiste en finalizar la secuencia de apilado y volver a compactar 10 minutos. Tras esto se guarda el panel en una bolsa de plástico, se marca la bolsa y se sella.

### 6.3 Fabricación del panel tipo 3

EL panel tipo 3 se ha diseñado para extraer probetas para los ensayos a tracción. Al igual que con el panel tipo 2, se van a fabricar dos. Uno se va a reparar y otro no.

En este caso, el desmoldeante, cuyo pliegue mide 50 milímetros, se coloca a 135 milímetros del extremo, para que quede centrado sobre el panel. Y al igual que antes, se ha de colocar sobre la segunda lámina, la de 90°.

En la Figura 6.9 se puede observar que la lámina de desmoldeante se ha fijado con cinta sobre la mesa para garantizar que esté tensa y facilitar la colocación de esta sobre el apilado.

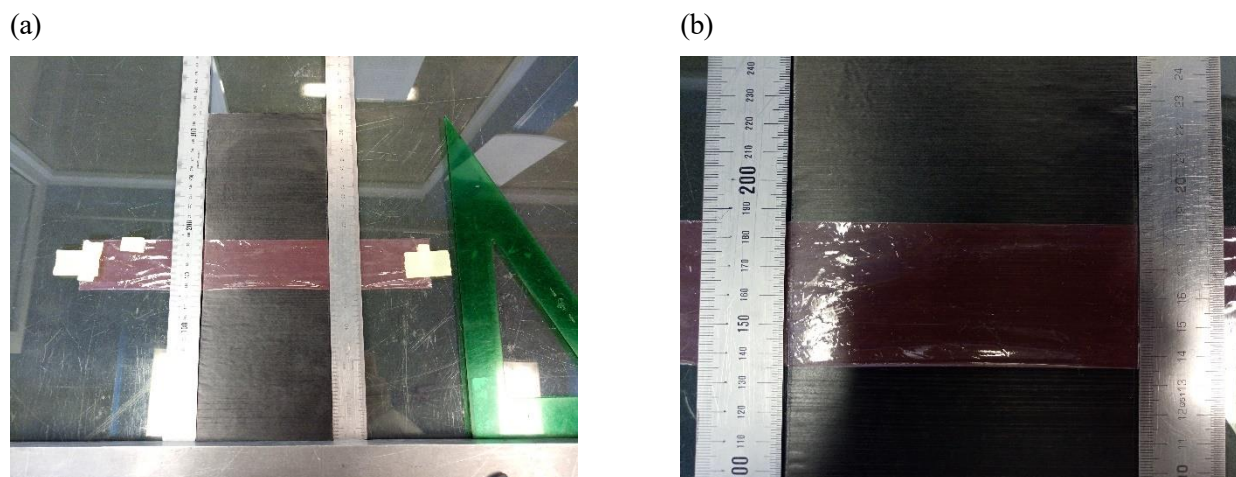


Figura 6.9 (a) Lámina de teflón sobre el panel tipo 3 y, (b) Detalle de la longitud del teflón

Se compacta el desmoldeante y se apila la lámina de +45°. Se compacta con cuidado usando la espátula de teflón. En caso de no ser posible, se puede emplear la bolsa de compactación reutilizable teniendo cuidado con que no se desplace ni el teflón ni la lámina. Para esto se recomienda compactar los extremos de la lámina con la espátula de teflón.

Tras esto se cortan los extremos del desmoldeante y se fijan sobre el papel protector de la cara opuesta del apilado. Se apila la lámina de -45° y se compacta con la bolsa de compactación, Figura 6.10.

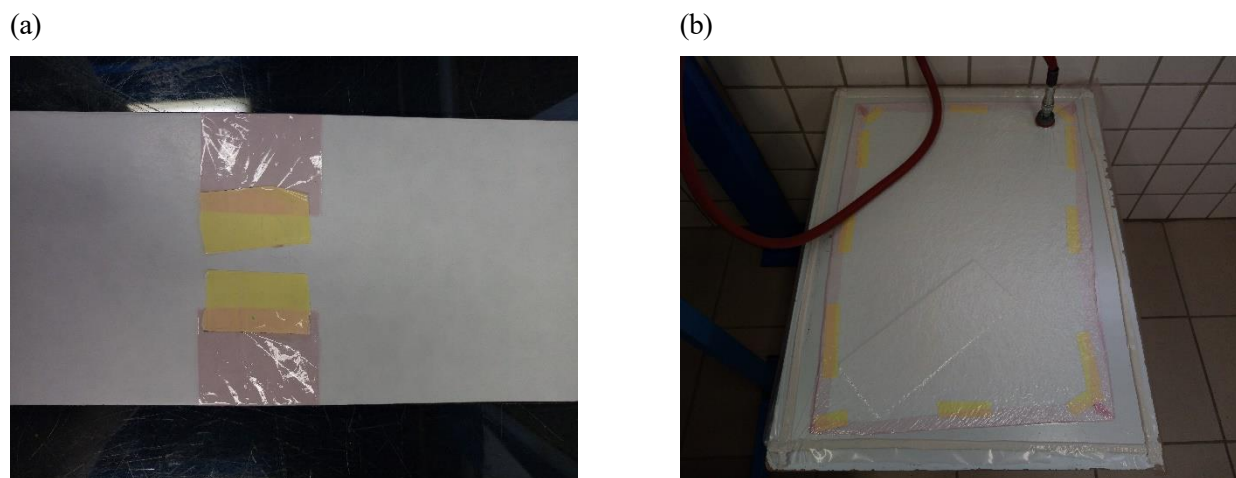


Figura 6.10 (a) Desmoldeante fijado en el papel protector y, (b) bolsa de compactación utilizada

El último paso consiste en apilar el resto de las láminas respetando la secuencia de apilado y compactar el panel completo durante 10 minutos. Finalmente, se guarda en una bolsa de plástico marcada y sellada.

## 6.4 Curado de los paneles

Una vez se tienen todos los paneles fabricados. En total cinco. Se ha de preparar una bolsa de vacío para proceder al curado de la resina.

Para hacer la bolsa se ha tomado una placa de aluminio de 600 x 600 milímetros.

Antes de empezar, se cortaron todos los materiales con las mismas dimensiones que la placa. Es decir, se cortaron dos láminas de film desmoldeante, una de tejido aireador y otra de bolsa. Después se tomaron dos tomas de vacío, un rollo de cromato y tiras de corcho.

Con todos los materiales necesarios para la fabricación de la bolsa de vacío disponibles se procede a la fabricación. Primero se coloca en el perímetro de la plancha de aluminio el cromato. Se ha de tener en cuenta que en las esquinas ha de haber solape, es decir, que una tira de cromato se monte sobre la otra. Esto ayudará a que no le entre aire a la bolsa.

Una vez se ha delimitado el área de la plancha disponible para los paneles, se ajustan las dimensiones del desmoldeante, del aireador y de la bolsa.

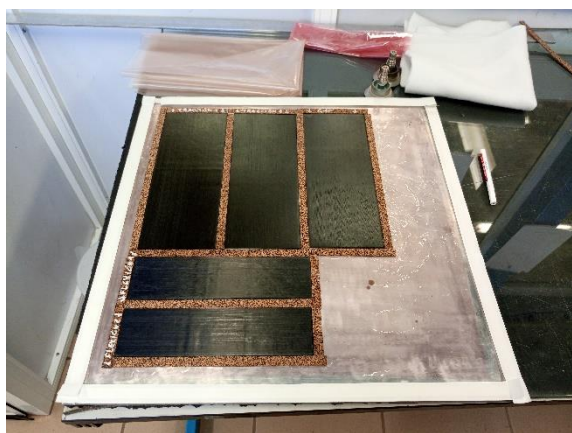
Tras pegar el cromato, se coloca una lámina de desmoldeante. Sobre esta se colocan los paneles y se rodean con corcho para evitar que la resina rebose durante el curado. Para realizar este paso se recomienda colocar los paneles uno a uno e ir rodeándolos con corcho también por orden. Una vez fueron colocados los paneles. Se marcó sobre el corcho qué panel era cada uno para que existiese trazabilidad tras el curado. El resultado que se obtuvo se puede observar en la Figura 6.11.

El siguiente paso es colocar la otra lámina de desmoldeante de manera que cubra todos los paneles. Encima de este se coloca el tejido aireador y sobre el tejido y a una distancia de centímetros como mínimo de los paneles se colocan las bases de las tomas de vacío.

Se retiran las tiras protectoras del cromato y se coloca con extremo cuidado la bolsa final. Este último paso es importantísimo y complejo. Se ha de garantizar que la bolsa está tensa y sin arrugas en el cromato. Se recomienda despegar solo una tira de protector del cromato, pegar la bolsa en esa zona e ir despegando la tira y pegando la bolsa progresivamente. Si se intenta realizar el proceso a la vez, es muy probable que se pegue de manera errónea.

Una vez se ha colocado la bolsa, se repasa el cromato, se le eliminan las arrugas que se hayan podido crear y se compacta con la espátula de teflón.

(a)



(b)

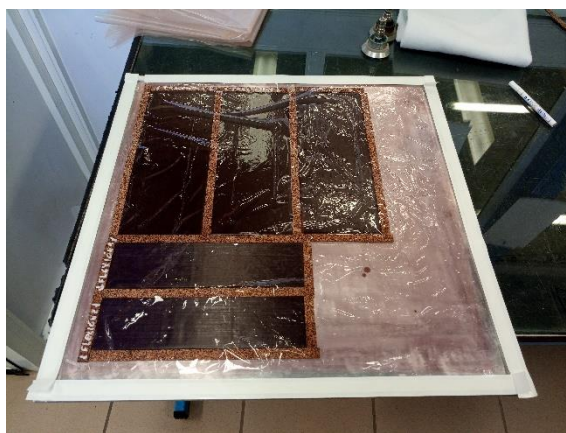


Figura 6.11 (a) Paneles sobre el desmoldeante y rodeados de corcho y, (b) Desmoldeante colocado sobre los paneles

Finalmente, se pinchan las tomas de vacío en sus respectivas bases, se elimina el trozo circular de bolsa que queda dentro de la toma, se vuelven a conectar y se enchufan a las mangueras para realizar el vacío. El resultado se muestra en la Figura 6.12.



Figura 6.12 Bolsa de vacío de los paneles

Cuando se ha realizado el vacío, es recomendable repasar otra vez el cromato y compactarlo con la espátula de teflón.

En este caso, para el curado con autoclave, se necesitan dos tomas de vacío, una con la que extraer el aire y otra que actúe como sensor.

Una vez la bolsa está lista, se mete en el autoclave, se conectan las mangueras, se carga el ciclo de curado, se garantiza que no le entra aire a la bolsa, se cierra la puerta y se lanza el proceso de curado.

Una vez finalizado el ciclo de curado se extrae la bolsa y se desmonta. Para ello se han de quitar las tomas. Seguidamente se quita la bolsa junto al cromato y después el aireador. Deberían quedar los paneles con el desmoldeante pegado a ellos, como se muestra en la Figura 6.13.

(a)



(b)

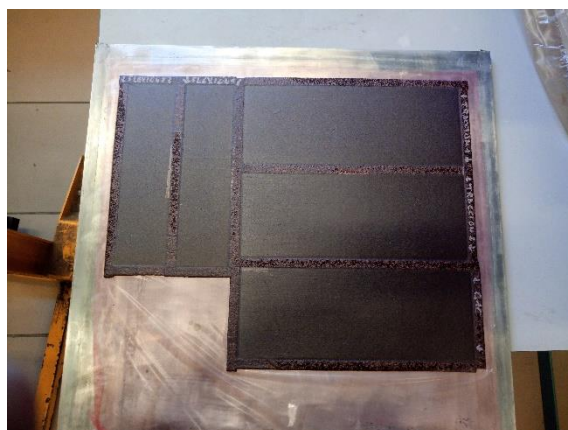


Figura 6.13 (a) Bolsa de vacío tras el curado y, (b) Paneles curados sobre el desmoldeante

Tras esto, se elimina el desmoldeante, se marcan los paneles y se extraen cortando el corcho con mucha precaución y con ayuda de una cuchilla bien afilada.

Los paneles obtenidos se muestran en la Figura 6.14.



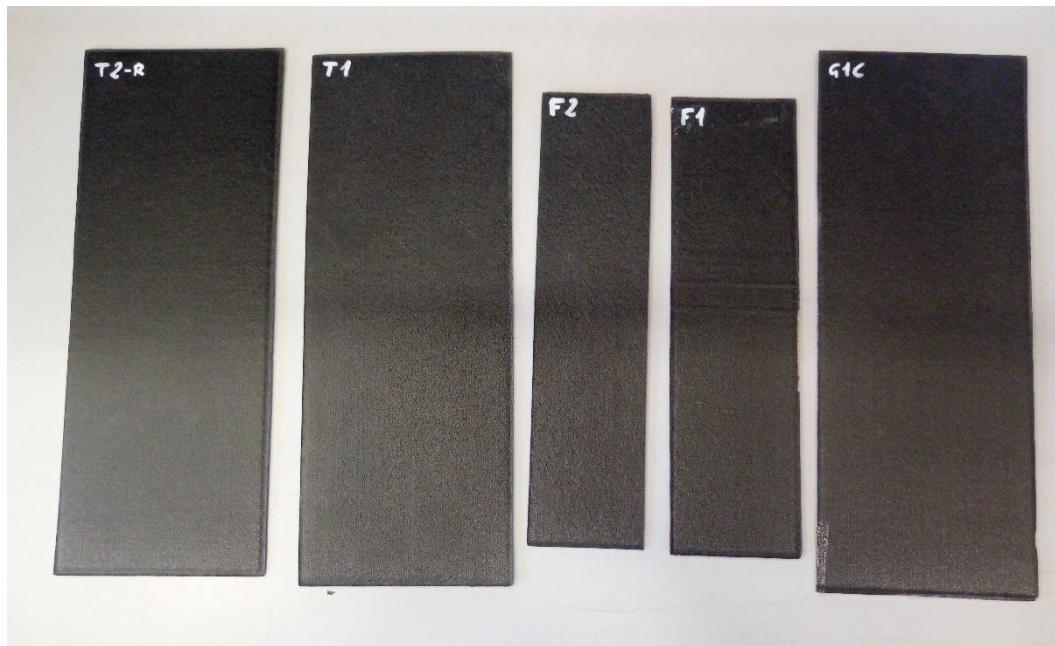


Figura 6.14 Paneles curados

## 7 RESANADO DE LOS PANELES

---

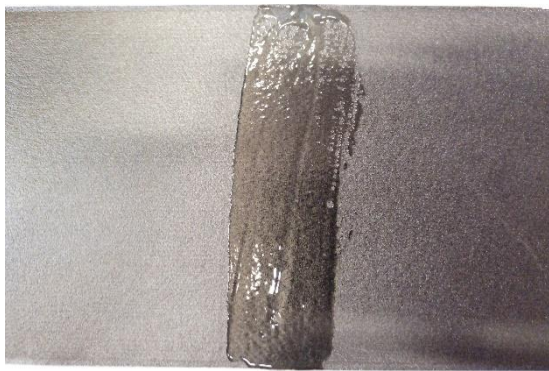
El resanado de los paneles se ha dividido en dos acciones, la primera consiste en localizar la grieta mediante inspección por ultrasonidos. La segunda será resanar los paneles para eliminar la delaminación y crear un escalonado de solape entre el parche y el panel. Este escalonado se crea en el panel en los bordes de la delaminación.

### 7.1 Inspección por ultrasonidos de las probetas

Para localizar la grieta se ha empleado el equipo de inspección por ultrasonidos del tipo B-Scan Olympus Epoch 1000. Este equipo emplea un palpador del tipo C.

Primero se ha de configurar el equipo para realizar la medición. Una vez el equipo está listo, se esparce sobre la superficie que se va a inspeccionar un agente acoplante. Usualmente se emplean geles y aceites. En la inspección de las probetas fabricadas se ha empleado un aceite industrial del tipo B2. En la Figura 7.1 se muestra el acoplante sobre el área a inspeccionar de la probeta y el resultado de las inspecciones.

(a)



(b)

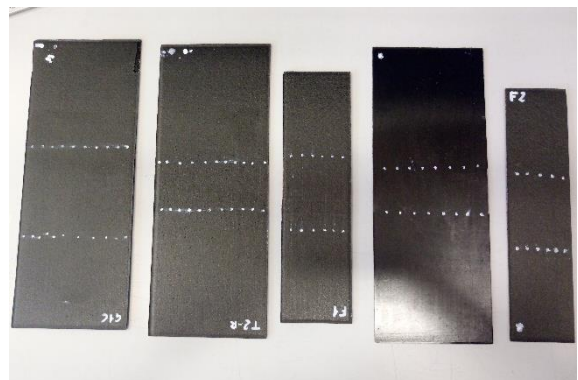


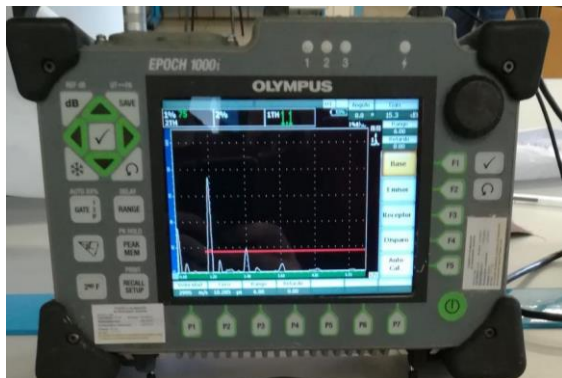
Figura 7.1 (a) Área a inspeccionar con acoplante y, (b) Probetas marcadas

Para localizar la delaminación, se han realizado inspecciones longitudinales, separadas transversalmente 10 milímetros, y se ha marcado el punto donde comienza la delaminación.

El tipo de inspección empleada ha sido la técnica pulso-eco. Esta consiste en emitir una onda sonora y medir la

amplitud del eco recibido del fondo del panel. También mide los ecos secundarios del laminado. Empleando esta técnica es fácil localizar la delaminación. Cuando se inspecciona el panel, el eco recibido tiene una amplitud determinada, Figura 7.2. Al entrar en el área de la delaminación, la amplitud del pulso se atenúa, ya que la delaminación absorbe gran cantidad de energía acústica, y se desplaza a la derecha en el tiempo ya que este eco se recibe antes, Figura 7.2.

(a)



(b)

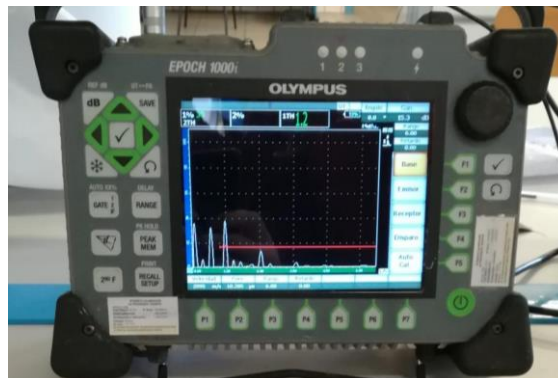


Figura 7.2 (a) Onda probeta y, (b) Onda delaminación

Tras localizar las delaminaciones, se marca la geometría del escalonado en las probetas que se vayan a resanar. Se han de realizar 5 líneas paralelas y distanciadas 10 milímetros respecto a los bordes de la delaminación. El resultado obtenido se puede ver en la Figura 7.3.

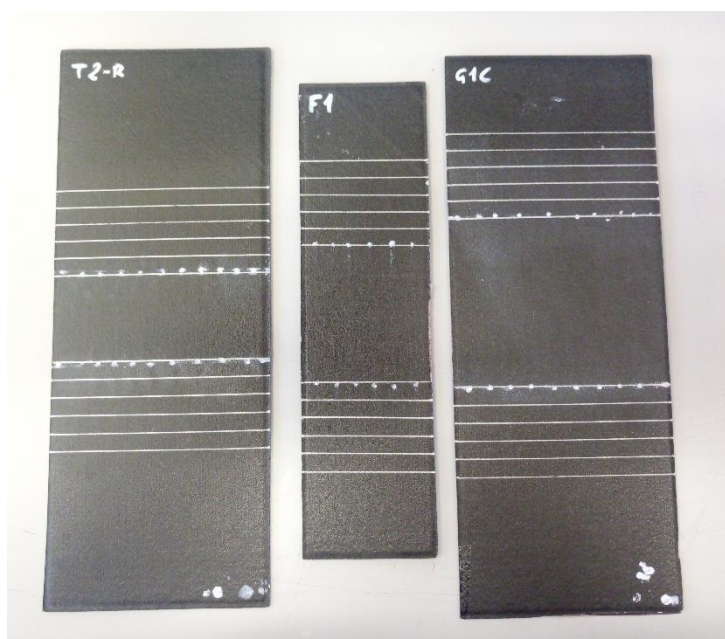


Figura 7.3 Probetas con la geometría del escalonado marcado

## 7.2 Resanado de los paneles

Una vez las probetas se han marcado, se procede al resanado de las mismas.

Para resanar los paneles se ha empleado la lijadora neumática de la marca IROKO que se muestra en la Figura 7.4. Esta herramienta ha de conectarse a una unidad dispensadora de aceite ya que necesita lubricación para mantener en buenas condiciones la turbina interna.



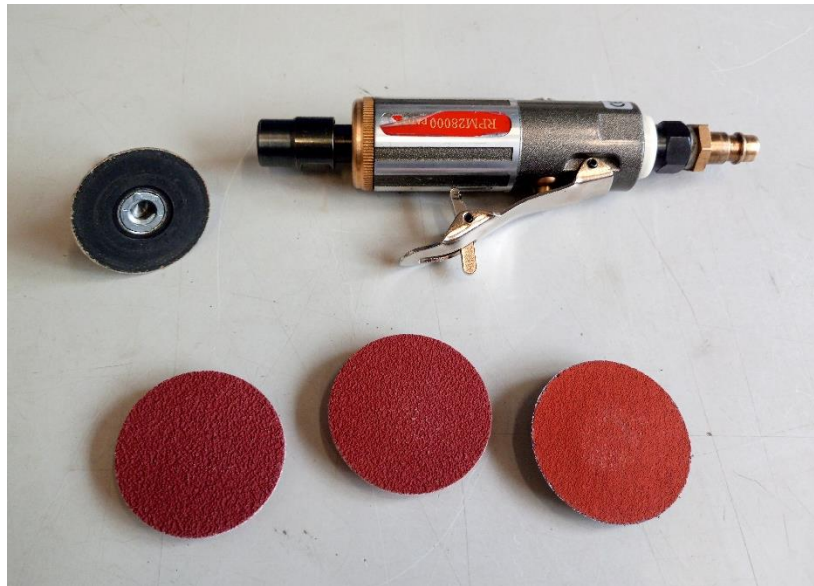


Figura 7.4 Lijadora neumática con cabeza y lijas

Es importante tener un área de trabajo adecuada para el resanado. Como se muestra en la Figura 7.5. La probeta está fija con dos gatos en sus bordes. También hay una aspiradora que absorbe las partículas de fibra del área que se resana y una luz que apunta a la probeta. Es importante tener una buena iluminación ya que esta ayuda a diferenciar las orientaciones de las capas lo que ayuda a resanar lámina por lámina.

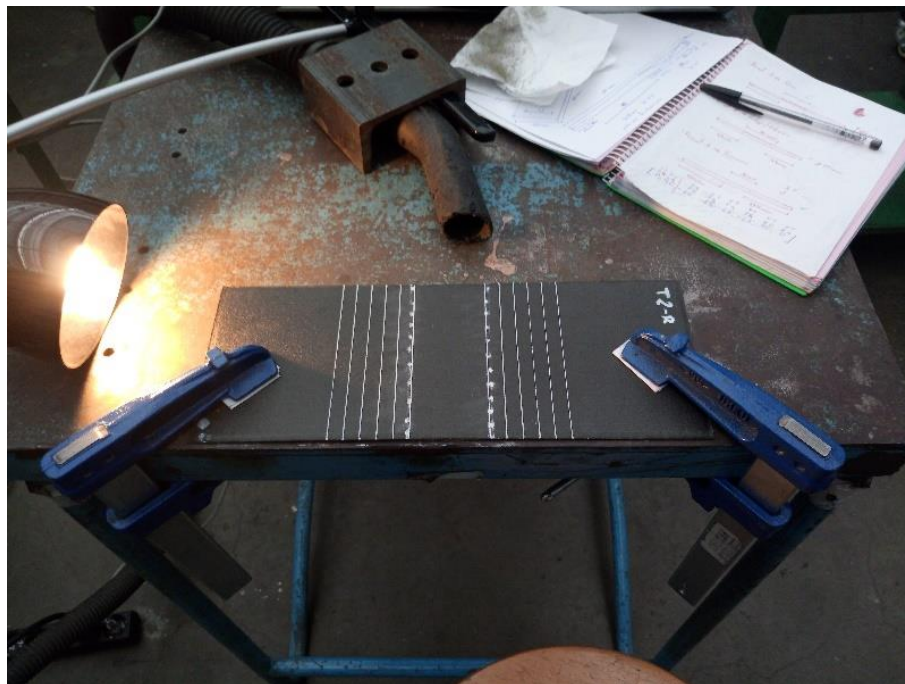


Figura 7.5 Área de trabajo para el resanado

Se ha de tener en cuenta que el resanado se ha de realizar desde adentro hacia afuera. Esto es, se va a resanar primero la delaminación hasta eliminarla por completo. Para ahorrar tiempo se han eliminado las capas solo en el borde de la delaminación hasta llegar a ella. Es decir, no se han eliminado todas las capas que hay por encima de la delaminación, sino que solo se han eliminado en los bordes. En la Figura 7.6 se puede observar el proceso.

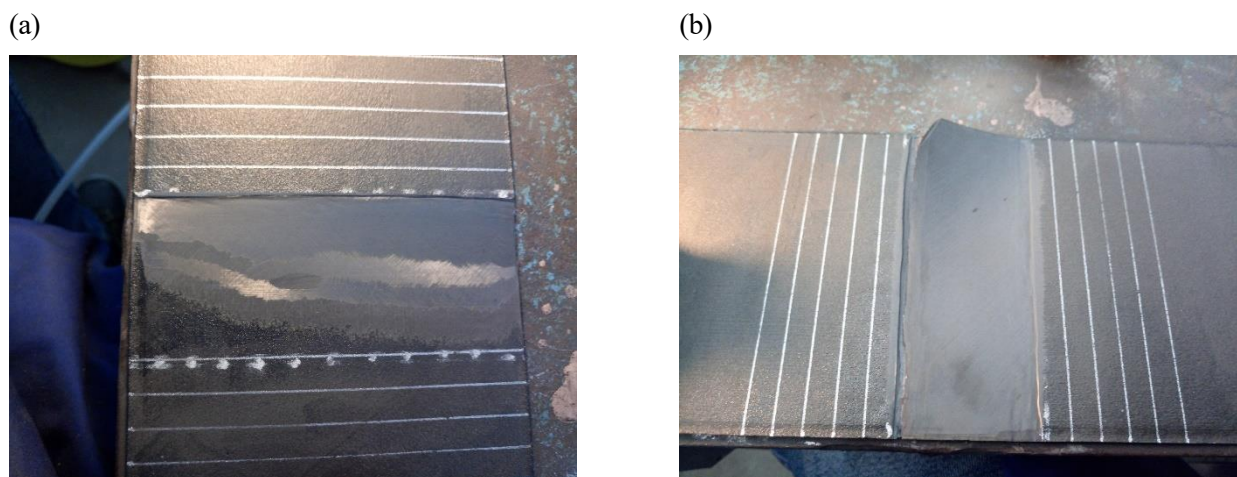


Figura 7.6 (a) Capas eliminadas en el área de la delaminación y, (b) Borde de la delaminación cortado

pueden dañar láminas que han de permanecer intactas. Al eliminar todas las capas se llega a la delaminación, Figura 7.7.

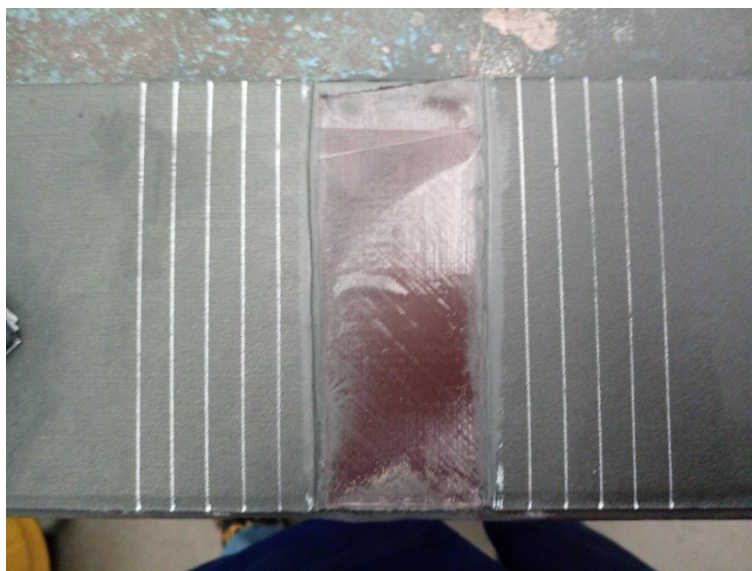


Figura 7.7 Delaminación

Puede que la lámina no salga con facilidad. Esto se debe a que el área resanada es algo menor a la superficie total de la delaminación. En este caso, se han de repasar los bordes del resanado hasta conseguir mostrar toda la delaminación. Este primer resanado se ha realizado con una lija cerámica de 80 grits ya que el único objetivo es desbastar material, no hacer un resanado fino.

Después de eliminar la delaminación se comienza a resanar las áreas laterales para crear el escalonado. Durante este proceso se ha empleado una lija de 120 grits. Antes de comenzar a crear el escalonado, se han de retocar los bordes de la delaminación para conseguir que estén rectos.

Es de vital importancia eliminar por completo la delaminación. Al localizarla mediante ultrasonidos, la línea que se ha creado puede no coincidir a la perfección con el límite de la delaminación. Esto significa que, habiendo resanado el área delimitada tras la inspección, en los bordes puede quedar todavía parte de la delaminación. Aunque la profundidad sobre la longitud del panel de esta puede ser de menos de un milímetro, hay que repasarla para eliminarla en su totalidad.

Tras esto, se han de eliminar bandas de un centímetro de ancho en el escalón que se pretenda realizar y hasta la profundidad que se busque. El resultado que se obtiene es el que se observa en la Figura 7.8.

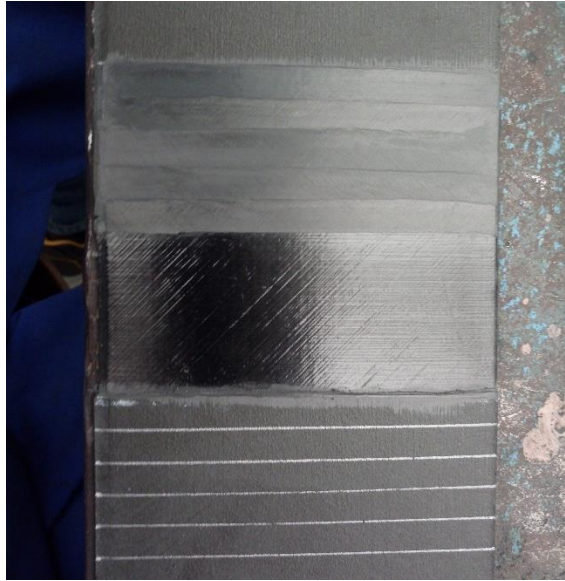


Figura 7.8 Primer escalonado resanado

La profundidad del resanado se controla con la orientación de las fibras en la capa. Es decir, cuando la orientación de las fibras es igual en toda el área resanada, significa que se está viendo una única capa. Por ejemplo, en la Figura 7.9 se puede ver que en toda el área resanada la orientación de la fibra es de  $-45^\circ$ . Esto significa que se han eliminado tres láminas completas, la de  $0^\circ$ , la de  $90^\circ$  y la de  $+45^\circ$ .

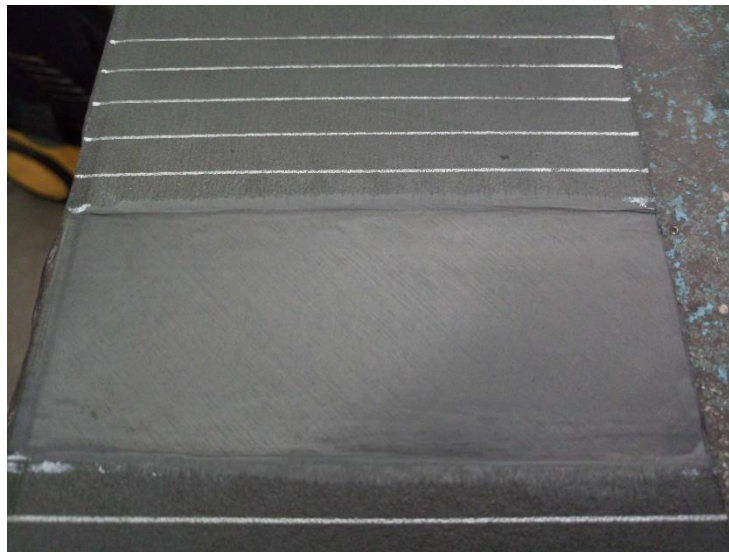


Figura 7.9 Resanado hasta lámina de  $-45^\circ$

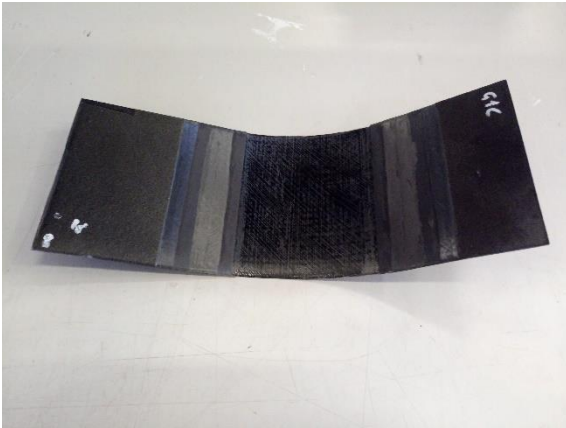
Para controlar la cantidad de material que se elimina se ha de jugar con la inclinación del cabezal de la lija respecto al panel. Cuando más inclinado esté el cabezal, más material se eliminará por cantidad de área resanada. Esto ayuda a conseguir líneas rectas bien definidas.

Por otro lado, la zona más complicada de resanar es el plano de simetría. Las capas adyacentes al plano de simetría se encuentran orientadas en la misma dirección. Para poder resanar esta área de manera adecuada, el espesor ha de controlarse observando el perfil del panel. También es importante ir eliminando material homogéneamente. Tratando siempre de conseguir superficies planas, sin montículos ni rebabas.

El aspecto final del panel tras el resanado se muestra en la Figura 7.10.



(a)



(b)

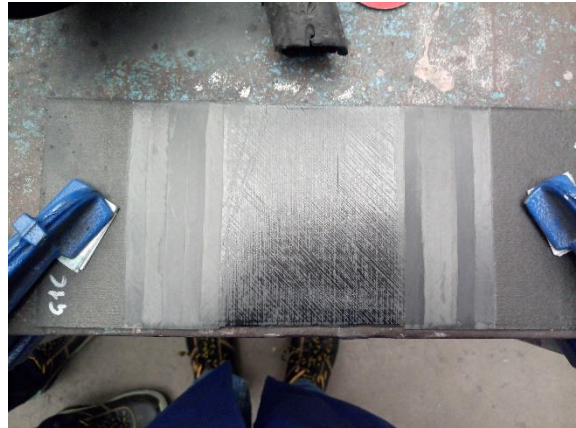


Figura 7.10 (a) Panel deformado tras el resanado y, (b) Geometría del escalonamiento tras el resanado

Un indicativo de que el resanado se ha realizado correctamente es que la deformación sea en su mayor totalidad a flexión. Cuando el resanado no se realiza de manera simétrica y presenta defectos, aparecen deformaciones a torsión.

## 8 REPARACIÓN DE LOS PANELES

---

Para reparar los paneles, primero se va a recrear la secuencia de apilado en el área resanada añadiendo una capa extra que aumente la resistencia del panel, y tras esto se va a curar el material con una manta térmica. A este nuevo apilado se le llama parche de reparación.

Los materiales necesarios para el proceso de reparación son los mismos que se necesitan para realizar la bolsa de vacío, expuestos en el apartado 3.10, una manta térmica y los materiales expuestos en los apartados 3.7, 3.8 y 3.9.

### 8.1 Apilado del parche de reparación

Previo al apilado de los parches de reparación se ha de limpiar concienzudamente la superficie resanada para evitar incrustaciones de partículas de material, polvo, y demás elementos que pueda contaminar la superficie. Para esto se va a utilizar alcohol y papel.

Una vez está seca y lista la superficie de cada panel se toma la plancha metálica que se planea utilizar para el curado de los paneles. Sobre esta se van a fijar los paneles con cinta adhesiva forzando la planitud de estos. Una vez los paneles se encuentran anclados a la plancha, se coloca la lámina de adhesivo correspondiente a cada panel. Es importante dejar un pequeño margen del borde descubierto ya que facilita el apilamiento de las láminas sobre el resanado, como se muestra en la Figura 8.1.

Puede ocurrir que la lámina de adhesivo no presente una pegajosidad suficiente y que a la hora de colocarla sobre el panel esta no se pegue. En este caso, se va a aplicar presión con la espátula de teflón en dos puntos del adhesivo para garantizar que estos se adhieran firmemente al panel. Tras esto, se compactará con la bolsa de compactación reutilizable durante 5 minutos. Esto garantiza que el adhesivo quede bien pegado al panel.

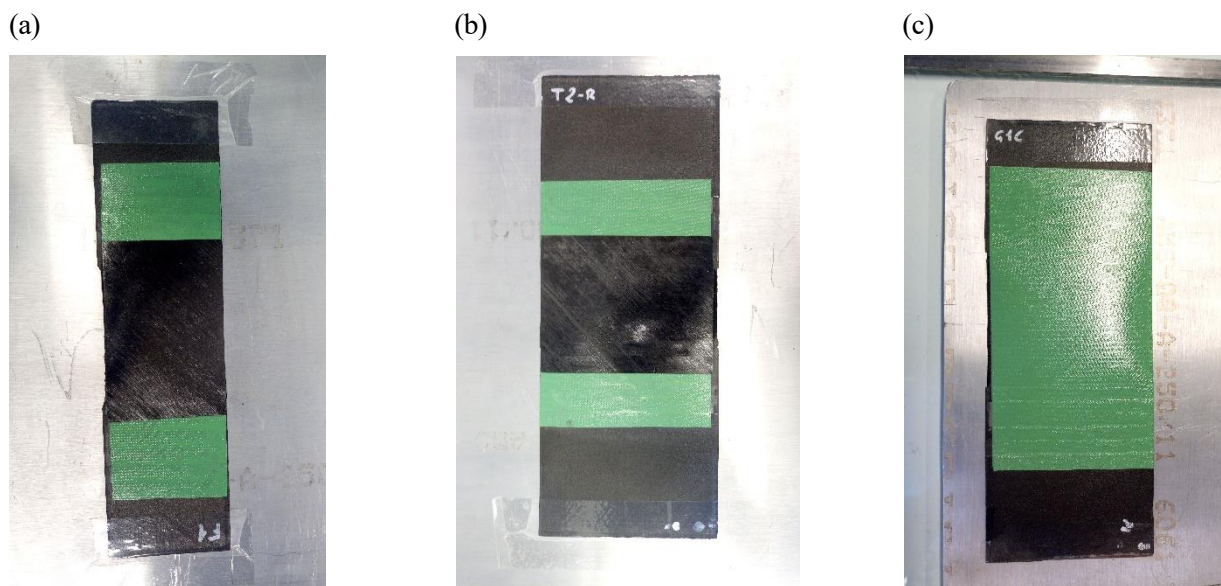


Figura 8.1 (a) Panel tipo 2, (b) Panel tipo 3 y, (c) Panel tipo 1

Sobre la lámina de adhesivo se van a apilar el resto de las láminas siguiendo el orden que garantice que la secuencia de laminado del parche coincide con la del panel. Así pues, se va a laminar siguiendo el siguiente orden:  $+45^\circ$ ,  $-45^\circ$ ,  $-45^\circ$ ,  $+45^\circ$ ,  $90^\circ$  y  $0^\circ$ . Esta secuencia de laminado recreará el panel. Sobre este esquema se apilará la lámina extra de  $0^\circ$  quedando todo el adhesivo completamente cubierto, como se muestra en la Figura 8.2.

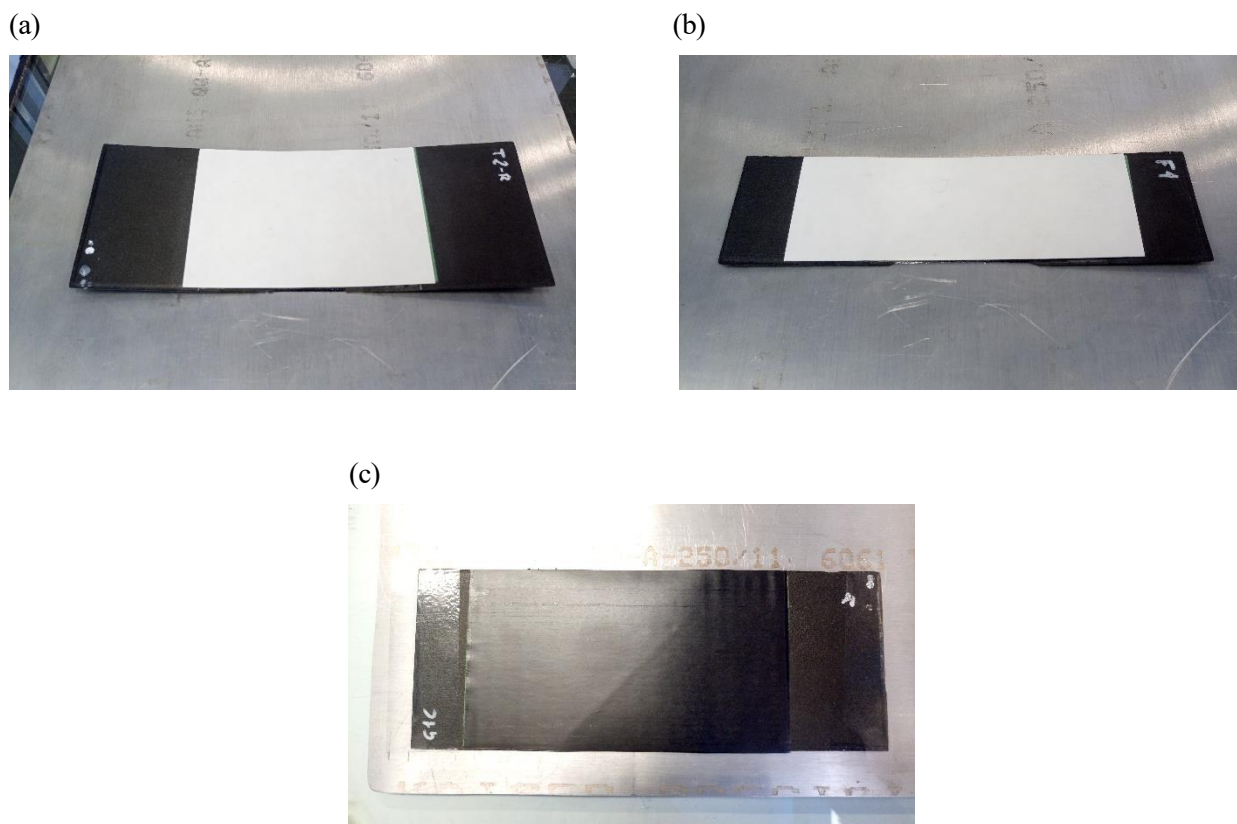


Figura 8.2 (a) Parche apilado en el panel tipo 3, (b) Parche apilado en el panel tipo 2 y, (c) Parche apilado en el panel tipo 1

Los paneles se van a compactar en la bolsa de compactación tras apilar tres capas. Esto se traduce en un total de dos compactaciones por parche. Una tras apilar la segunda lámina de  $-45^\circ$  y otra al apilar todo el parche.

## 8.2 Curado del parche de reparación

Una vez los parches han sido apilados y compactados se procede al montaje de la bolsa de vacío en la que serán curados. Estas bolsas de vacío van a ser del tipo “petaca”. Es decir, que no se van a montar sobre una plancha metálica, sino que toda la plancha estará dentro de la bolsa. Este tipo de bolsa se caracteriza por estar plegada sobre sí misma presentando cromato solo en tres de sus lados ya que el otro al doblarse se sella. Además, la plancha se ha de acomodar sobre tejido aireador para que las esquinas de la misma, al aplicar vacío, no pinchen la bolsa.

La metodología de fabricación de esta bolsa varía respecto a la explicada en el 3.10. Primero se coloca la bolsa, sobre la bolsa se coloca tejido aireador con las mismas dimensiones que la plancha dejando 5 centímetros extra a cada lado. Sobre este coloca la plancha metálica.

Encima de la plancha se coloca el desmoldeante que habrá de ser fijado con cinta adhesiva de alta temperatura para que quede tenso.

Tras esto se colocan los paneles. Estos se han de fijar por los extremos asegurando una posición fija y su planitud, como se muestra en la Figura 8.3.

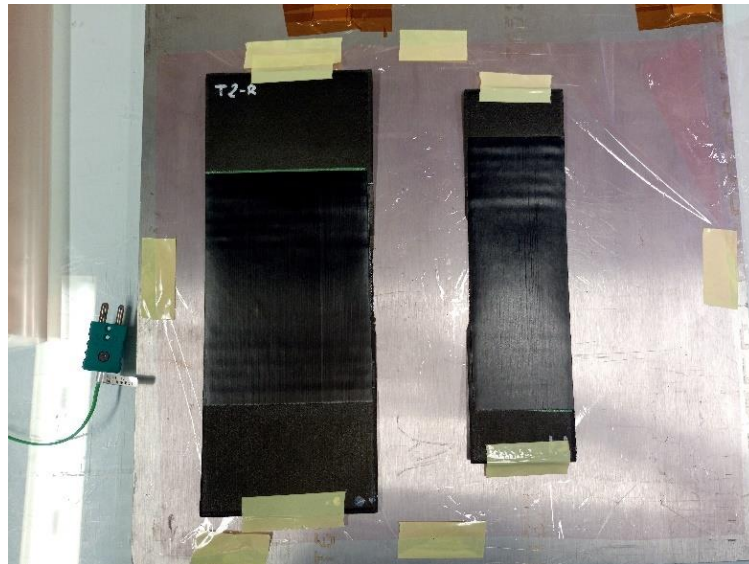


Figura 8.3 Paneles fijados al desmoldeante

Tras esto se coloca los termopares que se pretendan emplear para monitorizar el ciclo. En este caso se han puesto dos, uno debajo de la plancha metálica y en el hueco que separan los paneles.

Encima de los paneles se coloca la otra lámina de desmoldeante y encima de esta la manta térmica. La manta térmica ha de colocarse de manera que cubra ambos paneles como se muestra en la Figura 8.4.

También se puede observar que tanto el cable de la manta térmica y de los termopares están rodeados de cromato. Este se pone de manera que cuando se vaya a cerrar la bolsa térmica el cromato de la bolsa y de los cables se pegue para que estos no se muevan cuando se realice el vacío y para asegurar que no entra aire en por estas zonas.

Los últimos pasos para finalizar la bolsa de vacío se han de realizar con gran cuidado ya que la manta térmica al no poder fijarse con cinta adhesiva, ya que no pega, se puede mover. Esto generaría que los paneles no se curasen homogéneamente.

Encima de la manta térmica se coloca la otra lámina de desmoldeante. Se recomienda fijar esta en los lados con cinta adhesiva de manera que queda tensa ya que esto ayuda a que la manta térmica quede fija.

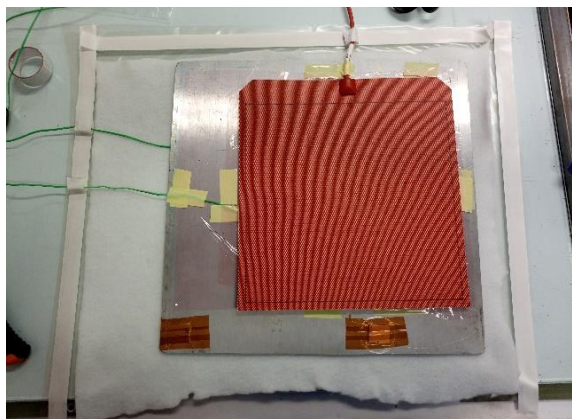
Tras esto, se coloca el segundo trozo de tejido aireador de manera que cubra todo el panel y cuyos bordes



coincidan con los del aireador de debajo de la plancha.

En la Figura 8.4 se puede observar que se ha dejado un margen entre el cromato y la plancha metálica, en esta zona y sobre el último aireador colocado, se ponen las bases de las tomas de vacío.

(a)



(b)

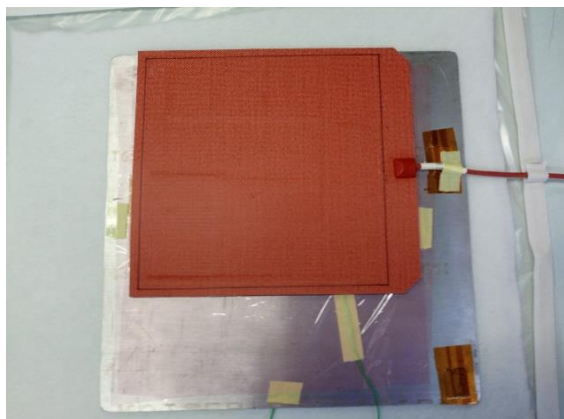


Figura 8.4 (a) Manta térmica sobre los paneles reparados tipo 2 y 3 y, (b) Mata térmica sobre el panel tipo 1

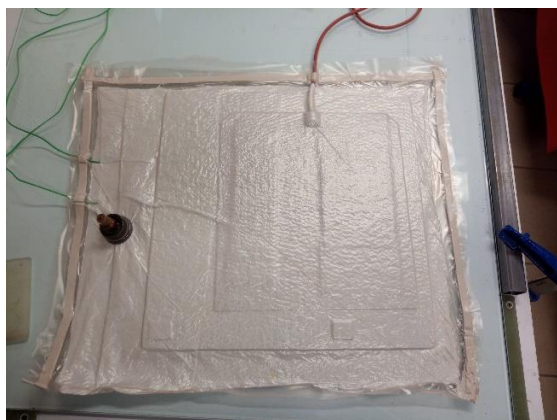
Finalmente se retira el protector del cromato tanto de los cables como de la bolsa, se pegan estos dos y se pliega la bolsa para dejarla cerrada. El último paso, el de plegado, se ha de realizar con cuidado. Además, se han de tener en cuenta unas indicaciones que garantizarán que la bolsa no pierde vacío.

Se recomienda que el cromato sobresalga entre 3 y 5 centímetros respecto al tejido aireador. Además, la línea ficticia que se traza tomando los puntos límite del cromato ha de ser perpendicular a los bordes de la bolsa de vacío. Esto garantiza que, al plegar la bolsa, los bordes de la bolsa coincidirán. Si esto no ocurre, no se podrá sellar la bolsa y habrá que repararla o repetirla en el peor de los casos.

A la hora de plegar la bolsa se recomienda descubrir solo el cromato de lado opuesto al borde de pliegue, y pegar esta zona empezando primero por las esquinas. Tras esto, se despegan aproximadamente 10 centímetros de protector de cromato en ambos lados de la zona de pliegue y se solapan de manera que la bolsa quede tirante, es decir, sin ninguna arruga. Tras esto se pegan los lados a la vez que se retira el papel protector del cromato. Al final, si ha quedado alguna arruga en el cromato se elimina manualmente y se repasa con la espátula de teflón.

Una vez la bolsa está cerrada, se pinchan las tomas de vacío, se elimina los círculos de bolsa que quedan dentro de las tomas y se vuelven a enroscar. En la Figura 8.5 se muestra el resultado obtenido.

(a)



(b)

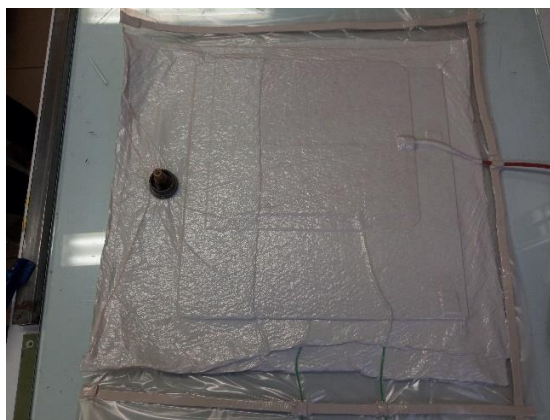


Figura 8.5 (a) Bolsa de vacío de los paneles tipo 2 y 3 y, (b) Bolsa de vacío del panel tipo 1

Una vez las bolsas de vacío están acabas, se conectan los termopares y la manta a la unidad de curado, se carga



el ciclo y se ejecuta.

Los perfiles de temperaturas de los curados se muestran en la Figura 8.6 y Figura 8.7. El primer perfil corresponde al curado del panel del tipo 1. Este panel se ha curado con la manta térmica mediana. Los resultados del perfil de temperaturas se ajustan bastante bien al valor nominal. En este aspecto no hay nada que remarcar.

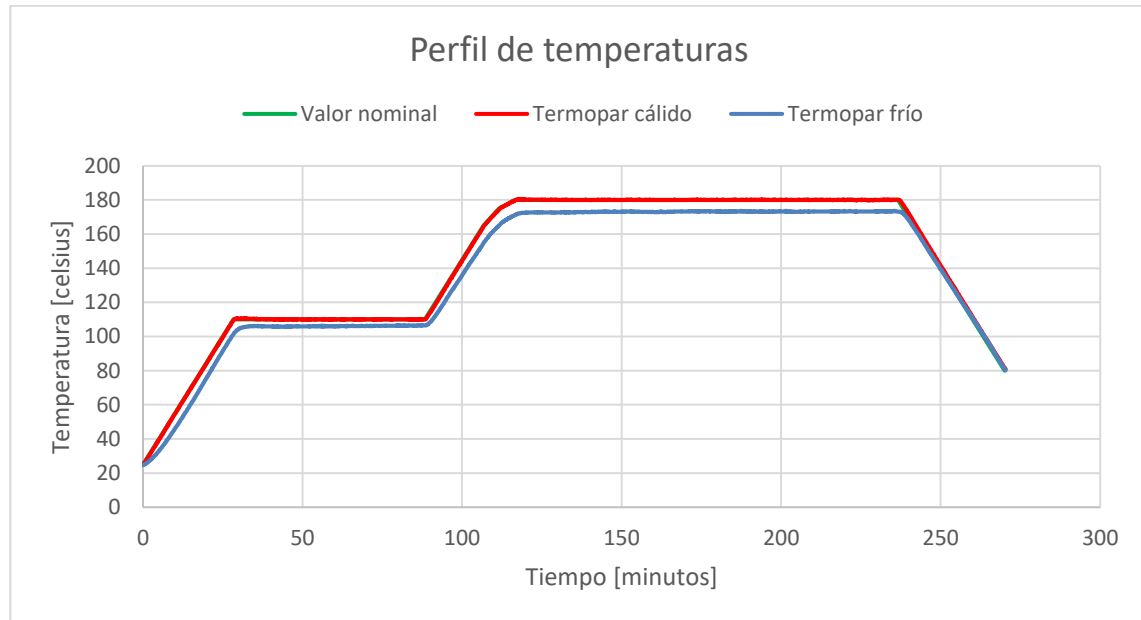


Figura 8.6 Perfil de temperaturas del ciclo de curado del panel de tipo 1

El segundo perfil de temperaturas corresponde al curado de los paneles del tipo 2 y 3. Estos paneles se curaron junto con la manta térmica grande ya que no cabían en la mediana. La lectura de los termopares se ajusta bastante bien al valor nominal del perfil. Solo hay una desviación apreciable al final del tercer tramo. Este corresponde al proceso de aumento de temperatura desde la fase de estabilización hasta la fase de curado. Esta desviación no se ha considerado importante ya que, aunque rebasa los márgenes de temperaturas (la desviación es de 10°C mientras que no se permiten mayores de 5°C), ha ocurrido en un tramo de transición y en el proceso de curado la temperatura se ha mantenido a 180°C las tres horas correspondientes.

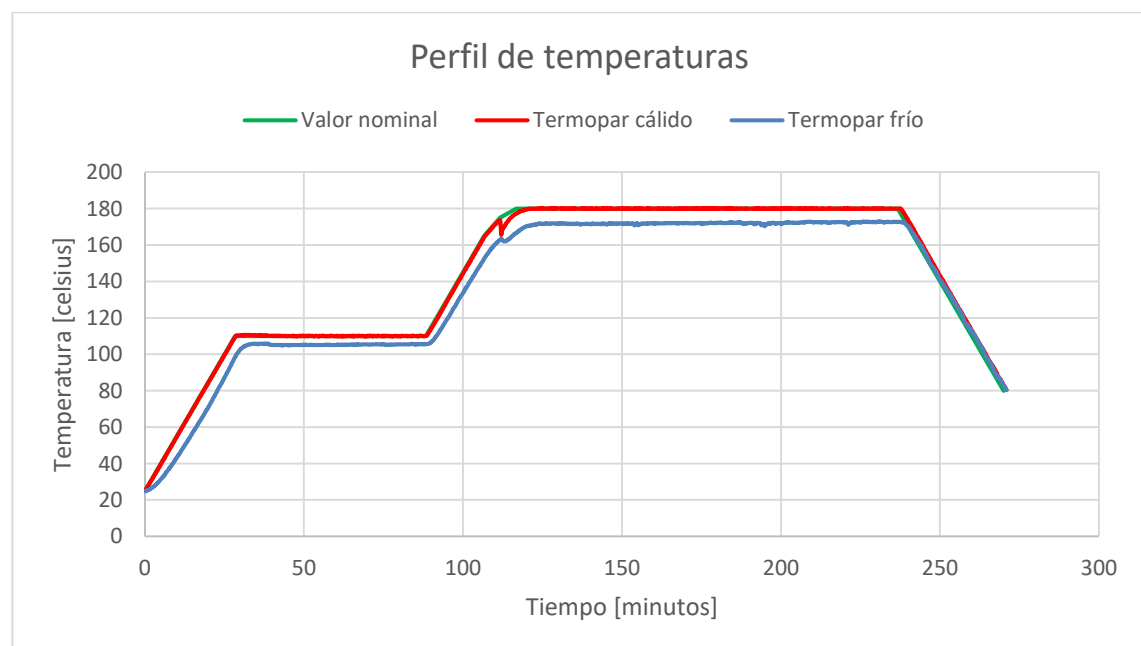


Figura 8.7 Perfil de temperaturas del curado de los paneles del tipo 2 y 3

El aspecto final que presentan los paneles tras ser curados y extraídos de las bolsas de vacío se muestra en la Figura 8.8.

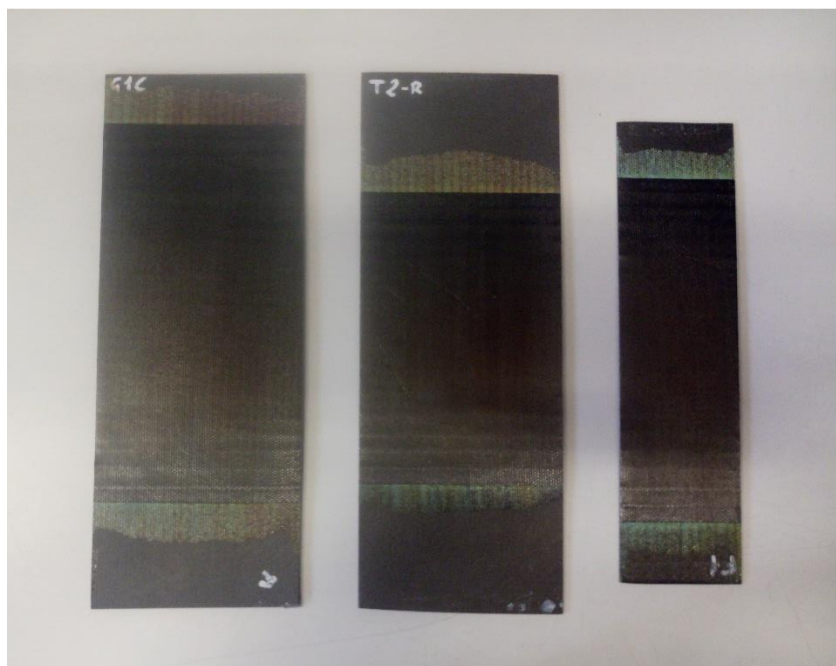


Figura 8.8 Parches curados

El acabado es bueno, se ha recuperado la planitud del panel y el espesor es constante en el parche.

## 9 OBTENCIÓN DE LAS PROBETAS

---

Antes de comenzar a cortar para extraer las probetas se han de acondicionar los paneles. Este proceso consiste en lijar uno de los lados longitudinales y los dos transversales para garantizar que a la hora del corte la dirección 0° del laminado coincida con la de corte.

Además, para el ensayo a tracción, se le han de pegar al panel unos tacones de fibra de vidrio para que las mordazas de la máquina de ensayos puedan aguantar con firmeza el panel durante la realización del ensayo.

### 9.1 Preparación previa obtención de las probetas de los paneles a tracción

A los paneles de tracción hay que colocarles tacones de fibra de vidrio en ambos lados del panel y en los extremos en la dirección transversal. Estos tacones tienen el fin de garantizar que el panel no se resbala de las mordazas de la máquina de ensayo.

Los tacones tienen un ancho de 50 milímetros, una longitud igual al ancho del panel y un espesor de aproximadamente 1,5 milímetros, el correspondiente a un apilado de 5 capas.

#### 9.1.1 Fabricación de los tacones

En total se necesitaron 8 tacones, 4 por panel. Los cuatro primeros se fabricaron aprovechando retales de fibra de vidrio y los 4 siguientes se extrajeron de una gran plancha fabricada en el laboratorio con el fin de extraer tacones.

Los primeros cuatro tacones se fabricaron unitariamente, es decir, no se fabricó un panel con las dimensiones suficientes como para extraer los cuatro tacones. Esto es así ya que las dimensiones de los retales no permitían la segunda opción.

La dimensión de los tacones eran de 50 x 120 milímetros. Estos se curaron en una bolsa de vacío fabricada para este propósito. El formato de bolsa era de tipo ‘petaca’. Se empleó una plancha de 300 x 300 milímetros y se colocaron dos tomas de vacío ya que estas iban a ser curadas en autoclave. En la Figura 9.1 se muestra el proceso de creación de la bolsa de vacío de los primeros tacones.

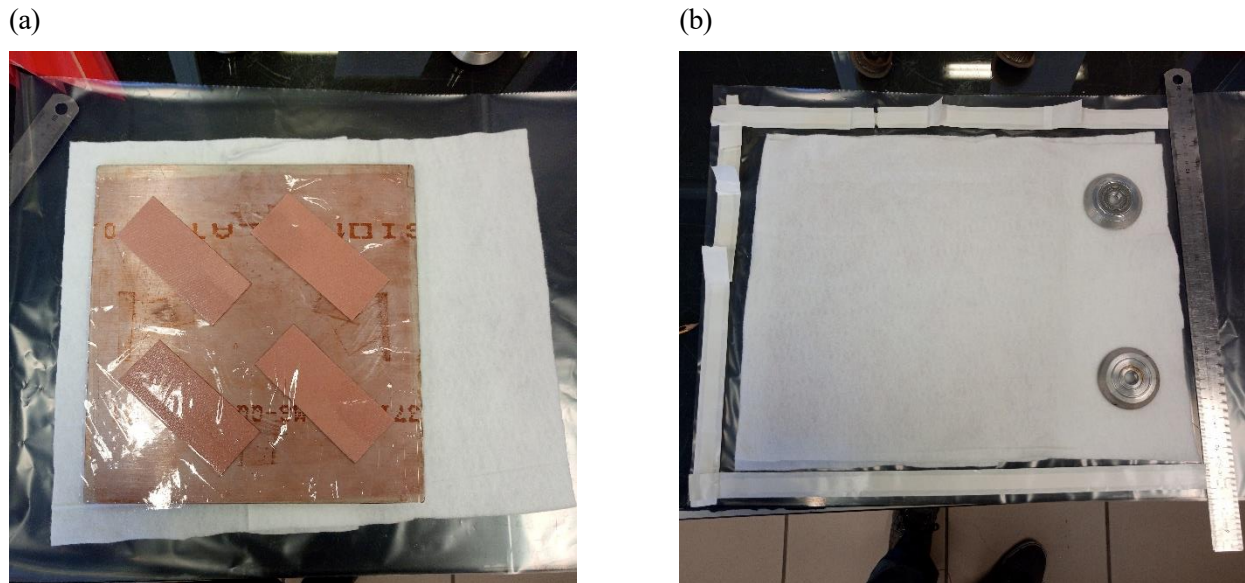


Figura 9.1 (a) Tacones sobre la plancha metálica y, (b) Base de las tomas de vacío sobre el aireador

El aspecto final de bolsa se muestra en la Figura 9.2.



Figura 9.2 Bolsa cerrada y con vacío

Los cuatro últimos tacones se obtuvieron de un panel de grandes dimensiones de fibra de vidrio destinado a este fin. En el disco de corte, Figura 9.3, se extrajeron dos bandas de 50 milímetros de ancho y de estas dos bandas se extrajeron los 4 tacones.



Figura 9.3 Proceso de corte de los tacones de fibra de vidrio

Es importante tener en cuenta que los tacones van a pegarse sobre los paneles. Esto requiere que tanto los tacones como la superficie del panel en la que van a pegarse se lijén. Para el proceso de lijado se empleó una lija de libro de 80 gritts y un taladro. Los primeros cuatro tacones se lijaron individualmente. Sin embargo, para los últimos cuatro, se lijó el área del panel del que se iban a extraer. Después se cortó el panel ya lijado.

Tras el lijado se limpió las superficies tratadas con agua y se dejaron secar. En la Figura 9.4 se ven los paneles y los tacones ya lijados.

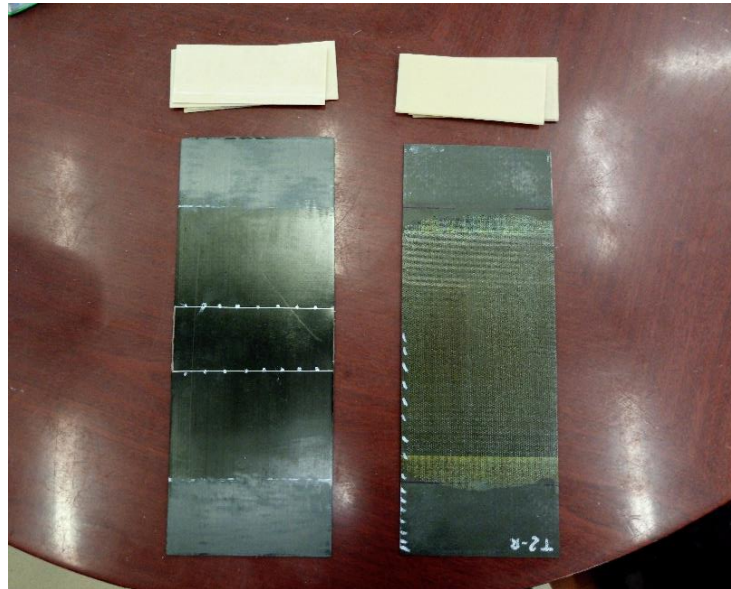


Figura 9.4 Paneles lijados

### 9.1.2 Pegado de los tacones

Para el pegado de los tacones se ha empleado adhesivo de 120°C. Se han cortado ocho rectángulos de 120 x 40 milímetros. Se ha dejado 10 milímetros de margen en el ancho ya que el adhesivo fluye y se busca que este no invada el panel.

Primero se ha de pegar el adhesivo al tacón. Como el adhesivo presenta una pegajosidad baja, se fija con pinzas ya que estas ejercen una fuerza elevada en un área reducida. Así se consigue fijar el adhesivo al tacón. Una vez el adhesivo está fijo se retira el plástico protector y se pega al panel y se fija con pinzas. El proceso se muestra en la Figura 9.5.



Figura 9.5 (a) Adhesivo fijado con pinas al tacón y, (b) Tacón pegado al panel con pinzas

Este proceso se realiza para cada tacón y panel, quedando los paneles como se muestran en la Figura 9.6.



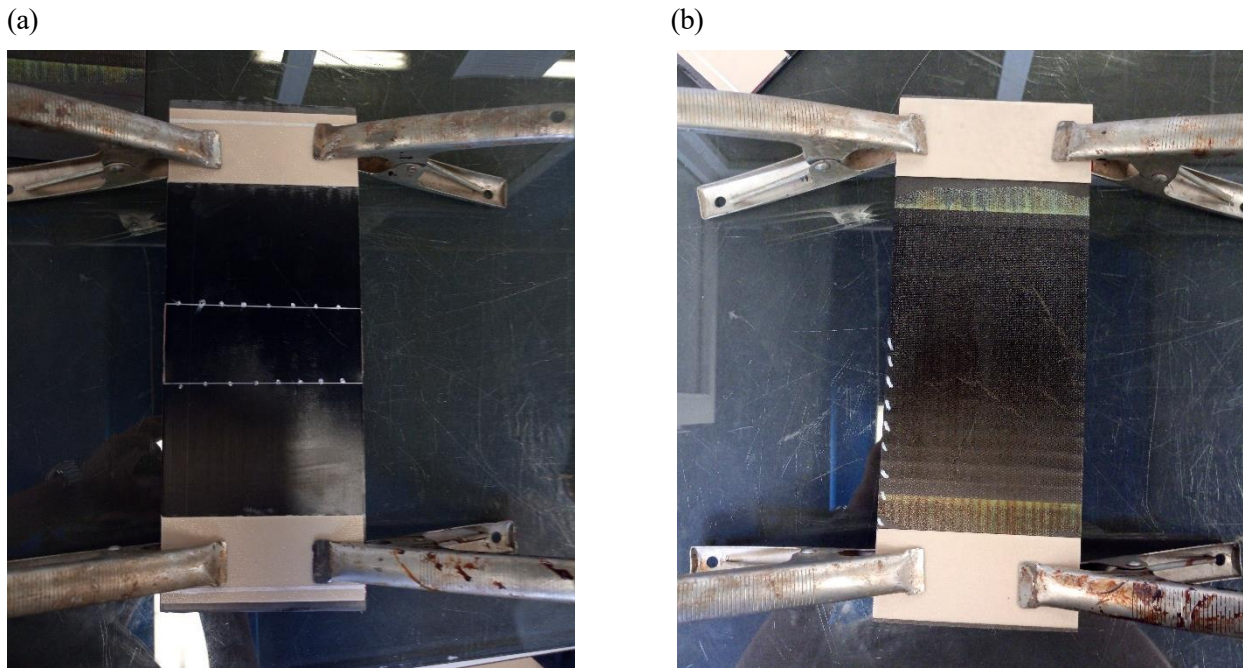


Figura 9.6 (a) Panel sin reparar con tacones y, (b) Panel reparado con tacones

Una vez los tacones están bien fijos en el panel hay que curar el adhesivo. Para ello se va a preparar una bolsa de vacío. Esta bolsa de vacío es de tipo ‘petaca’. La diferencia en este caso respecto a la anterior es que no se va a emplear una plancha metálica como soporte. El panel ya es rígido de por sí y sobre estos se van a apoyar los tacones y el adhesivo.

El proceso de creación de la bolsa de vacío se puede ver en la Figura 9.7.

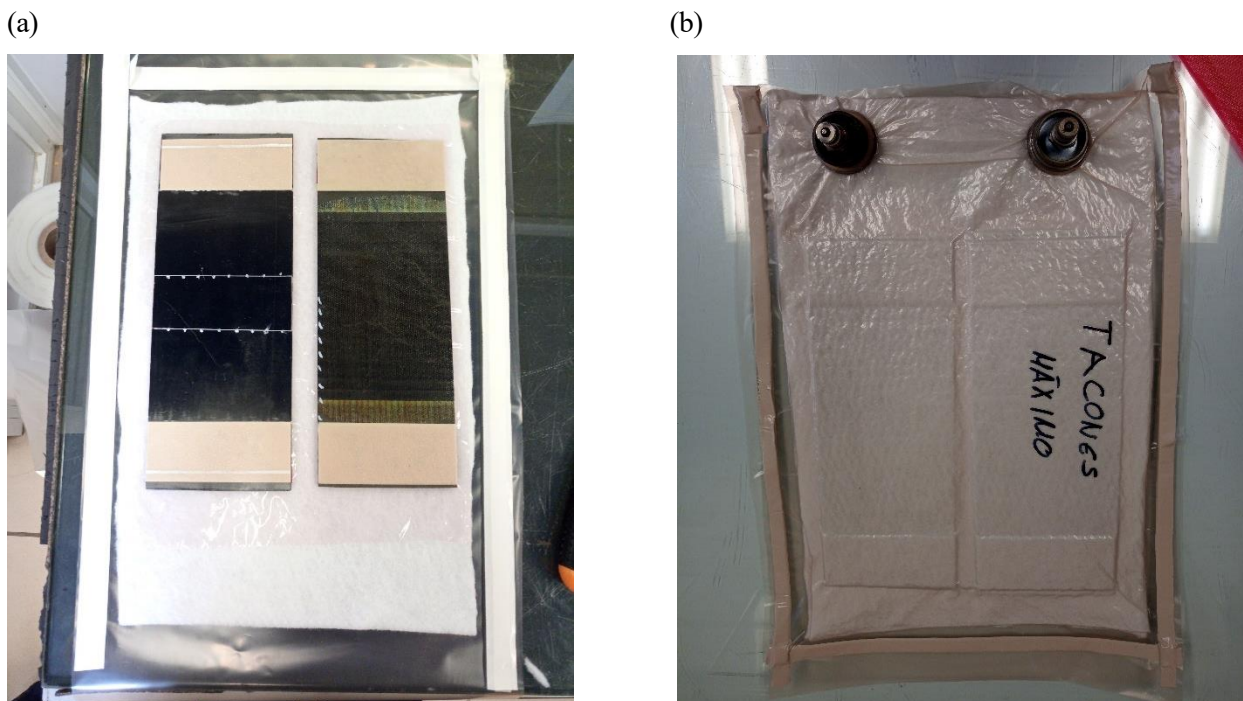


Figura 9.7 (a) Paneles sobre el desmoldeante y, (b) Bolsa acabada

## 9.2 Obtención de las probetas

### 9.2.1 Probetas para el ensayo de tenacidad a la fractura interlaminar

Estas probetas se van a obtener del panel tipo 1. Este panel se va a cortar en dos. Una de las partes se va a destinar a la extracción de probetas para los ensayos de tenacidad a la fractura interlaminar y la otra para los ensayos de flexión. Este corte se va a realizar desde el extremo opuesto al que presenta la pregrieta. La longitud del corte será de 125 milímetros. Se obtendrán los dos paneles que se muestran en la Figura 9.8.

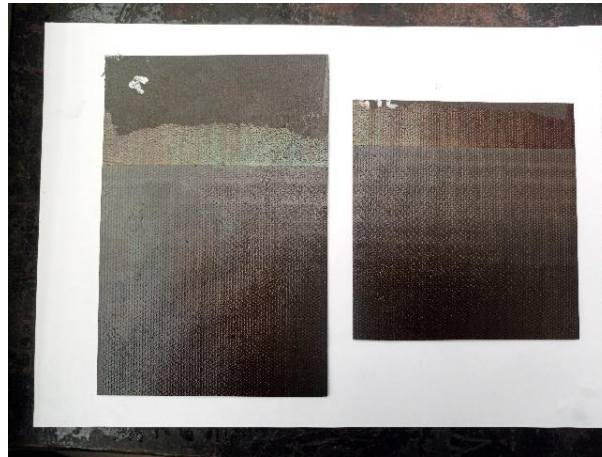


Figura 9.8 Panel tipo 1 cortado

Del panel más largo se extraerá las probetas para la tenacidad a la fractura interlaminar. Sobre este panel se realizarán cortes de un ancho de 25 milímetros para obtener 4 probetas de 25 x 175 milímetros.

### 9.2.2 Probetas para el ensayo de tracción

Las probetas a tracción se van a extraer de los paneles del tipo 3. Sobre estos paneles se van a realizar cortes longitudinales distanciados 20 milímetros. El objetivo es obtener probetas de 310 x 20 milímetros. Los paneles de los que se van a extraer todas las probetas se muestran en la Figura 9.9.

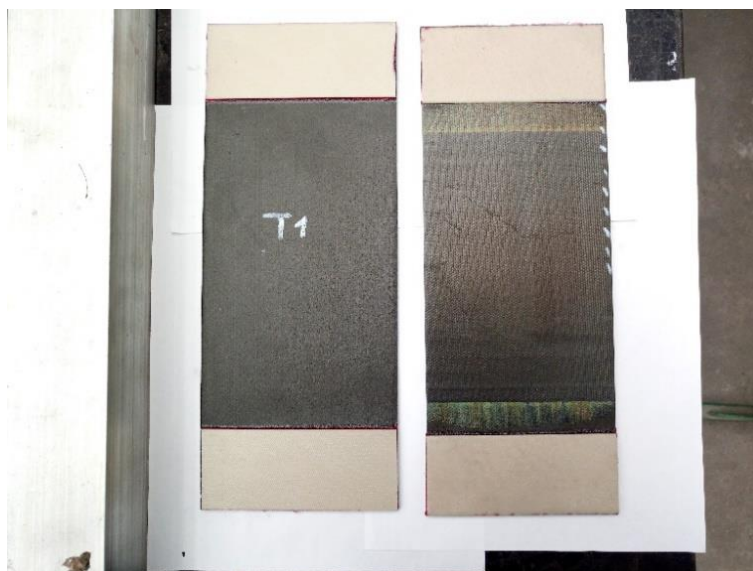


Figura 9.9 Paneles tipo 3 para las probetas de tracción

De cada panel se van a extraer un total de 5 probetas. Con este se tendrían 5 probetas reparadas y 5 sin reparar.

### 9.2.3 Probetas para el ensayo de flexión

Para obtener las probetas para los ensayos de flexión se van a emplear los dos paneles tipo 2 y una parte del panel tipo 3. Los paneles se muestran en la Figura 9.10.

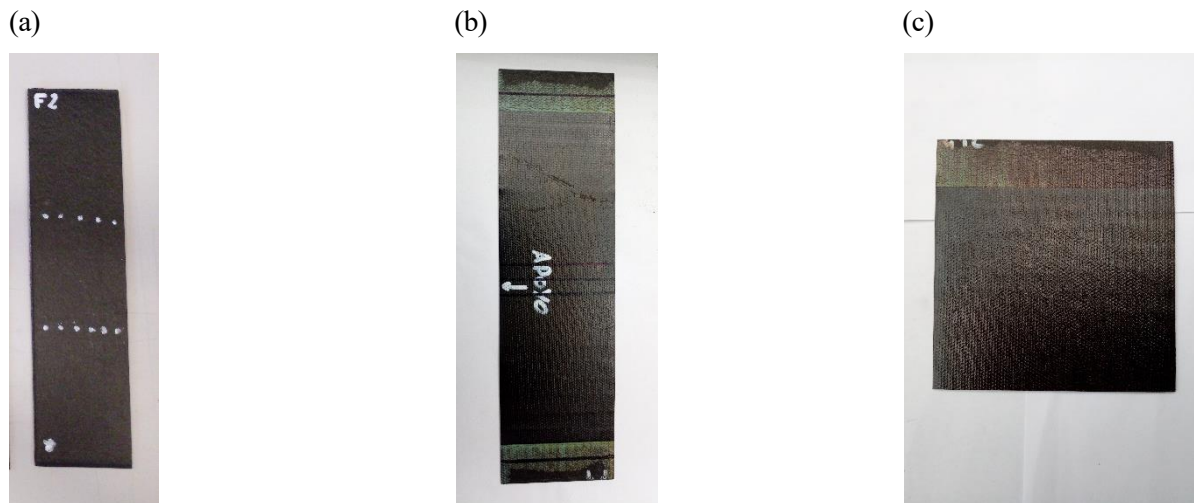


Figura 9.10 (a) Panel tipo 2 para probetas sin reparar, (b) Panel tipo 2 para probetas reparadas y (c) Panel tipo 1 para probetas reparadas

Los dos primeros paneles se van a cortar transversalmente por la mitad para obtener cuatro paneles de los que extraer las probetas. En total se tendrán cinco paneles, tres para probetas reparadas y dos para probetas sin reparar. Sobre estos paneles se van a realizar cortes longitudinales con un ancho de 12,5 milímetros. Así se obtendrán probetas de 12,5 x 125 milímetros. En total se obtendrán dieciséis probetas reparadas y ocho sin reparar.

### 9.2.4 Secado de los paneles

Una vez se han obtenido las muestras hay que limpiarlas con agua para eliminar cualquier partícula que haya podido quedar en la superficie. Una vez se han limpiado las probetas se secan con papel absorbente. También hay que eliminar la humedad que haya podido absorber las probetas. Para esto se introducirán en un horno, Figura 9.11, a 40°C durante 15 minutos.

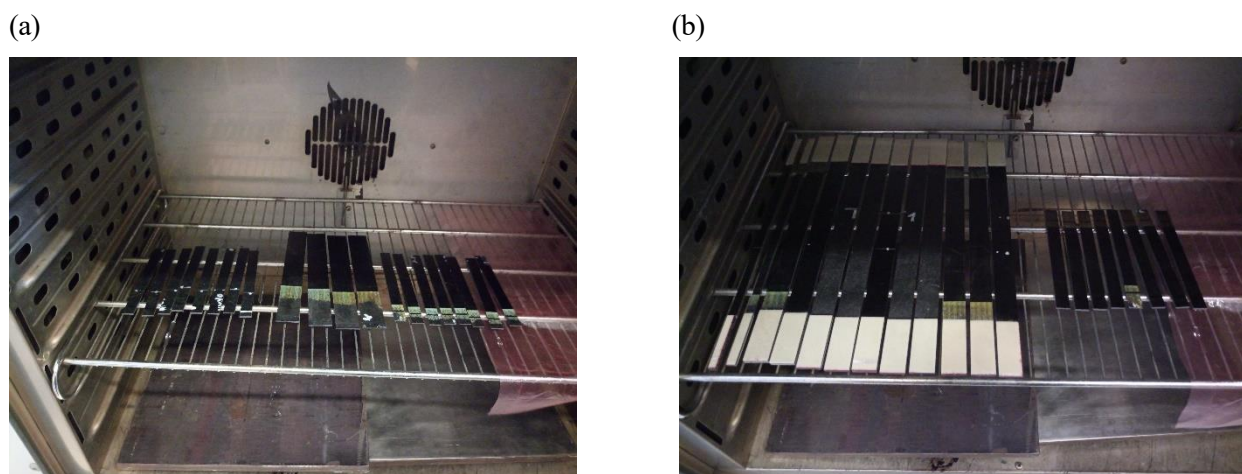


Figura 9.11 (a) Paneles de flexión y tenacidad a fractura interlaminar y, (b) Paneles de tracción y flexión en el horno



## 9.3 Fabricación de la probeta para microscopía

### 9.3.1 Obtención de muestras

Las muestras que se van a observar en el microscopio se van a tomar del panel reparado que se muestra en la Figura 9.12. De este panel se va a extraer una tira longitudinal de 10 milímetros de ancho. De la tira se sacarán las probetas que posteriormente se embutirán en una pastilla de resina, se pulirán y se observarán al microscopio.

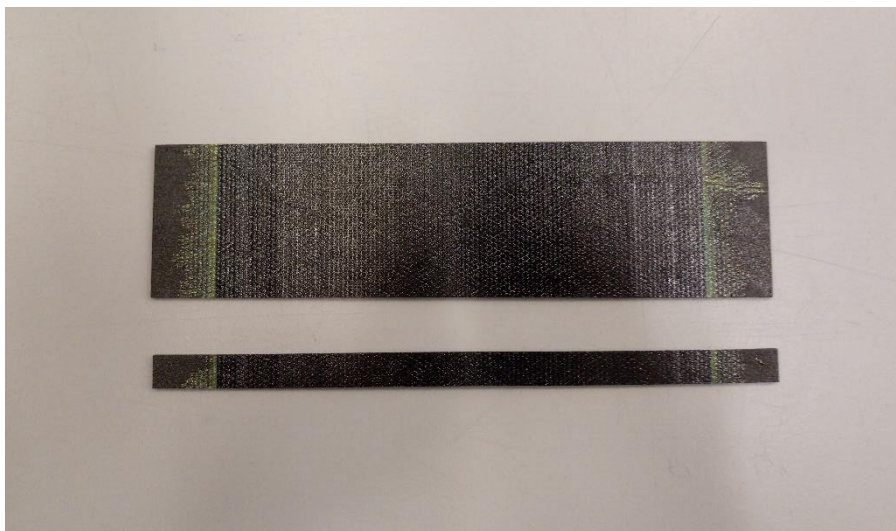


Figura 9.12 Panel del que se han extraído las muestras para la microscopía

Sobre la larga banda mecanizada del panel se van a marcar las áreas que se pretenden observar. Van a ser tres:

1. Una primera al comienzo del escalonado.
2. Otra entre a mitad del escalonado, entre la tercera y cuarta lámina del parche de reparación.
3. Una última en la zona correspondiente a la delaminación (llamada de ahora en adelante, base de la reparación), es decir, la última capa del parche.

Estas zonas se muestran en la Figura 9.13.



Figura 9.13 Áreas delimitadas para la extracción de las muestras

Finalmente, tras realizar los cortes pertinentes, las muestras que se obtienen, Figura 9.14, poseen unas dimensiones de 10x10 milímetros.

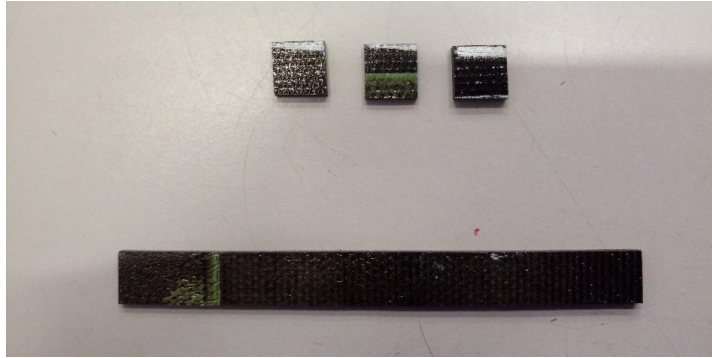


Figura 9.14 Muestras obtenidas tras el corte

### 9.3.2 Encapsulado de las muestras

Una vez se han cortado y limpiado las muestras se procede al encapsulado de las mismas. Para esto se van a emplear unos pequeños soportes donde se colocarán las tres probetas, como se muestra en la Figura 9.15.

(a)



(b)



Figura 9.15 (a) Muestras colocadas en el útil de sujeción y, (b) Molde de encapsulado

Las probetas y el soporte se colocan dentro de un molde circular de 30 milímetros de diámetro, Figura 9.15. En este molde se verterá la resina y se dejará curar durante una hora a temperatura ambiente.

La resina que se ha usado para el encapsulado ha sido la “VersoCit-2” del fabricante Struers. Está compuesta por una base en polvo y un catalizador líquido. Estos dos componentes se mezclan con una relación en volumen 2:1 (Base:Catalizador) y se vierte dentro del molde.



Figura 9.16 Base y catalizado de la resina empleada

Una vez la resina ha curado se retira la probeta del molde y se procede al lijado.

### 9.3.3 Lijado de la pastilla metalográfica

Para el lijado de la probeta se ha empleado la lija automática “LaboPol-5” del fabricante *Struers* que se muestra en la Figura 9.17.



Figura 9.17 Lijadora LaboPol-5

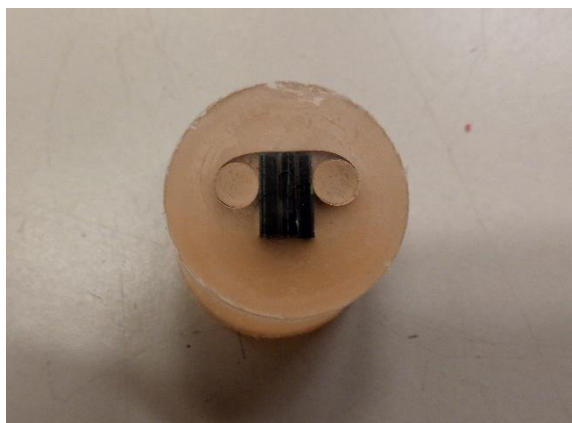
El proceso de lijado completo consta de cuatro pasos descritos en la Tabla 9.1. Primero se limpia el paño o la lija y se lubrica. Tras esto, se coloca la probeta sobre en los orificios de la base del revolver portamuestras y se aprieta a la base con los pistones de los que dispone este útil. Una vez la pastilla está bien sujeta, se ajusta la velocidad de giro, el tiempo y el lubricante que se emplea en el paso y se inicia el proceso.

Tabla 9.1 Pasos del proceso de lijado

	Tipo de lija	Lubricación	Tamaño de grano lija/lubricante	Velocidad giro	Tiempo
1	Lija de carburo de silicio	Agua	320 gritts (36 $\mu\text{m}$ ) / NA	300 rpm	5 mins
2	Paño MD Largo	Lubricante allegro	9 $\mu\text{m}$ / 9 $\mu\text{m}$	150 rpm	6 mins
3	Paño MD Dac	Lubricante Dac 3	3 $\mu\text{m}$ / 3 $\mu\text{m}$	150 rpm	5 mins
4	Paño MD Nap	Lubricante Nap B1	1 $\mu\text{m}$ / 1 $\mu\text{m}$	150 rpm	5 mins

En la Figura 9.18 se puede observar la diferencia entre la superficie antes de ser lijada y después de serlo.

(a)



(b)

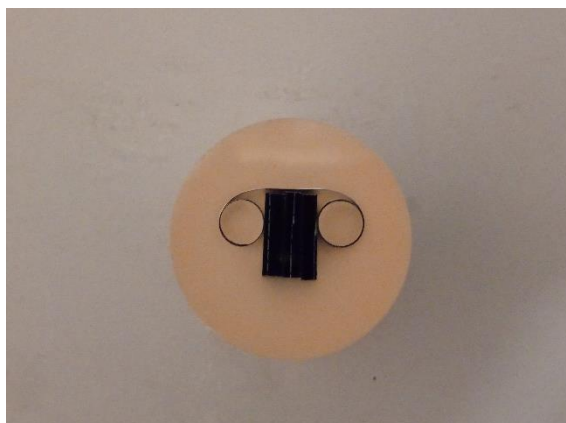


Figura 9.18 (a) Pastilla antes de lijar y, (b) Pastilla tras el lijado



# 10 RESULTADOS DE LOS ENSAYOS

---

El objetivo de los ensayos que se han realizado es caracterizar tanto el material dañado como el reparado para así poder evaluar cuantitativa y cualitativamente la importancia de la realización de la reparación.

## 10.1 Estudio micrográfico

Se han tomado varias micrografías de las muestras extraídas y se ha realizado un mosaico, Figura 10.1, para tener una visión global de la reparación.

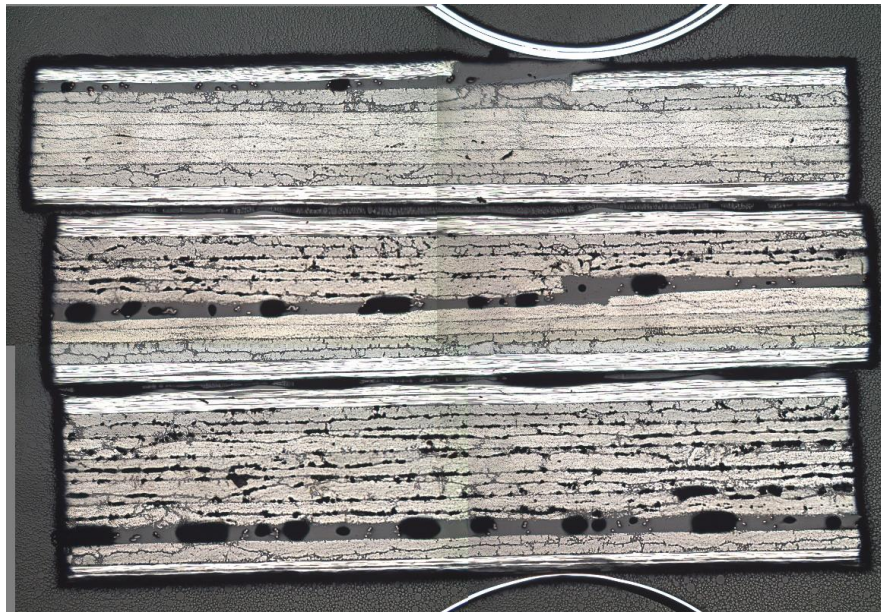
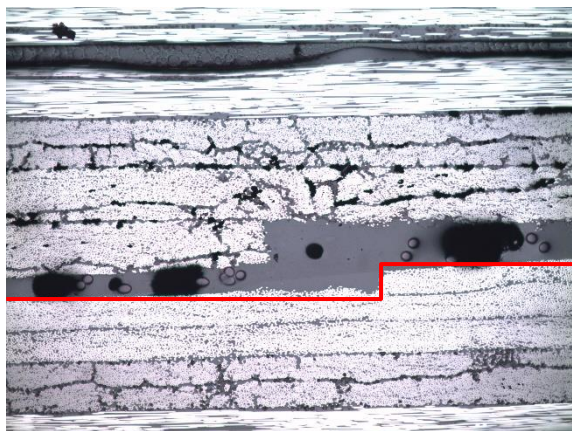


Figura 10.1 Mosaico de las micrografías tomadas

Las micrografías se han tomado de manera que el parche de reparación quede en la parte superior de la imagen y el panel originario por debajo. Además, la probeta superior es la que se encuentra al comienzo del área de reparación (primer escalonamiento), la del medio se encuentra en el plano de simetría del panel y la de abajo en la base de la reparación.

Uno de los resultados más evidentes es la aparición de poros en el parche de reparación, incluyendo la lámina adhesiva. En la Figura 10.3 se puede observar perfectamente como el parche de reparación (área superior a la banda roja) presenta más huecos (puntos áreas negras) que el panel original.

(a)



(b)

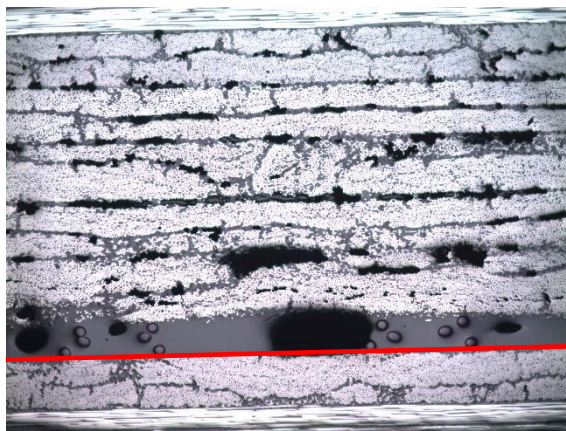


Figura 10.2 (a) Detalle del escalonamiento y, (b) Detalle del área base de la reparación

Una de las razones que por lo que ocurre esto es que los materiales utilizados para la reparación están diseñados para ser curados en autoclave, aplicando presión y no con vacío únicamente.

## 10.2 Ensayos de tracción

El ensayo a tracción realizado ha sido en la dirección 1 ( $0^\circ$  - Longitudinal larga) del panel. El objetivo de realizar este ensayo es determinar la carga última de rotura, para así poder obtener la resistencia de este, y determinar el módulo de elasticidad del material.

El primer paso para la realización del ensayo es montar la probeta en las mordazas. El apriete se realiza sobre los tacones dejando aproximadamente 1 centímetro del tacón libre. Tras esto, se coloca el extensómetro en la zona central de la probeta, como se observa en la Figura 10.3.



Figura 10.3 Probeta montada en la máquina de ensayos

Una vez la probeta está montada, se lanza el ensayo y se registra la carga, la apertura de las mordazas y la apertura del extensómetro.

### 10.2.1 Resultados de las probetas sin reparar

En primer lugar se realizaron los ensayos sobre las probetas sin reparar. Las dimensiones y los resultados obtenidos se muestran en la Tabla 10.1. En esta tabla, la tensión de rotura y el módulo de elasticidad se han calculado como se presenta en la (10.1) y la (10.2) respectivamente.

$$\sigma_R = \frac{\text{Carga última}}{\text{Ancho} \cdot \text{Espesor}} \quad (10.1)$$

$$E_{11} = \frac{\text{Carga última}}{\text{Ancho} \cdot \text{Espesor} \cdot \text{Deformación}} \quad (10.2)$$

En estas dos fórmulas, el ancho y el espesor se han introducido en milímetros y la carga última en Newtons. La deformación es adimensional. Los resultados se obtienen en megapascals.

Tabla 10.1 Resultados de los ensayos a tracción sobre las probetas sin reparar

Probetas sin reparar							
Probeta	Ancho [mm]	Espesor [mm]	L <sub>1</sub> [mm]	L <sub>2</sub> [mm]	Carga última [N]	Tensión de rotura [MPa]	Módulo de elasticidad [Mpa]
TS_1	20.15	1.60	312.00	209.00	19394.37	601.56	37324.64
TS_2	19.95	1.62	312.00	209.00	18923.49	585.52	41736.29
TS_3	19.91	1.68	311.00	210.00	17913.06	535.54	37643.68
TS_4	20.13	1.64	311.00	209.00	19973.16	605.01	39371.43
TS_5	20.06	1.64	311.00	209.00	18992.16	577.30	38720.10
Valor medio					19039.25	580.98	38959.23
Desviación / covarianza					755.35 / 3.97 %	27.84 / 4.79 %	1756.5 / 4.03 %

La resistencia media obtenida es de 19039.25 N. En lo que al módulo de elasticidad se refiere, el valor obtenido es de 38.96 GPa y la tensión de rotura calculada es de 580.98 MPa. Esta tensión de rotura es ficticia ya que ha calculado con un valor medio y, realmente, no se puede definir qué parte del material está sufriendo realmente ese esfuerzo. Esta se ha calculado en base a la teoría de Elasticidad y Resistencia de Materiales. Se ha de tener en cuenta que esta teoría no es aplicable a este caso ya que el panel presenta una delaminación. A pesar de esto se han usado para así poder tener un valor con el que comparar entre las probetas sin reparar y aquellas que se han reparado.

Todos los resultados obtenidos oscilan entre el valor medio con una desviación típica máxima de 4.79% para la resistencia y de 4.03% para el módulo de elasticidad. Este resultado es bueno ya que significa que los ensayos se han realizado de manera adecuada.

En la Figura 10.4 y Figura 10.5 se pueden observar los resultados, gráficamente, de carga y extensometría de los cinco ensayos a tracción realizados.

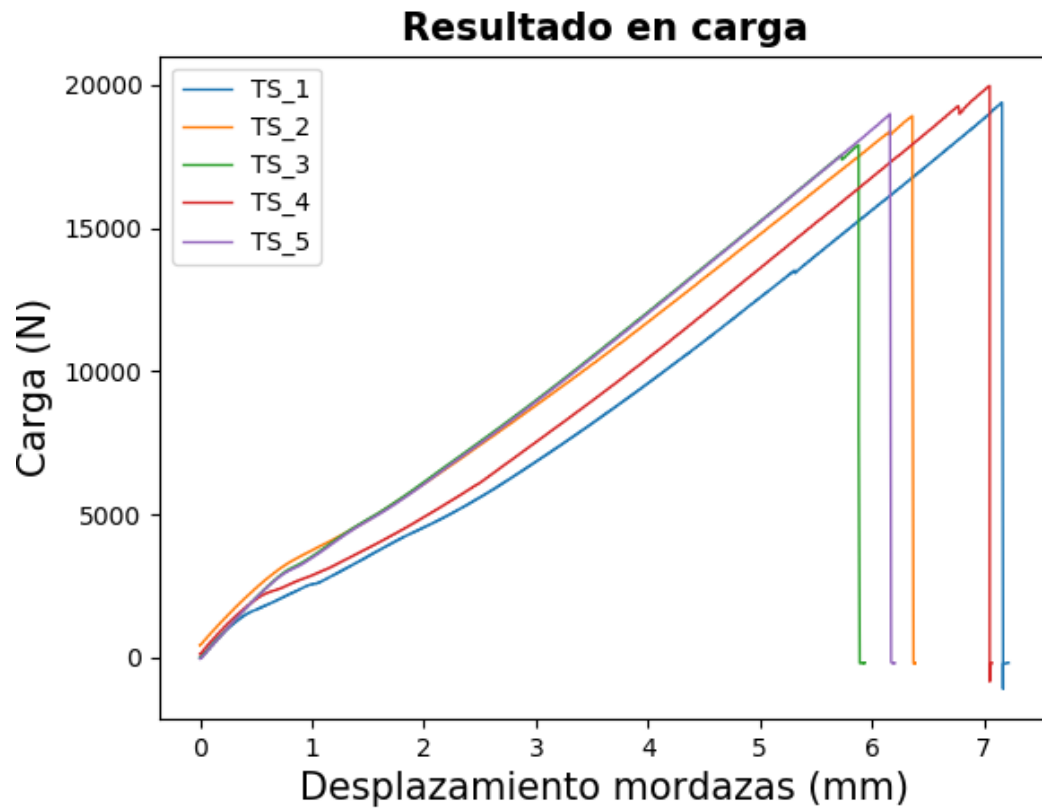


Figura 10.4 Resultados de los ensayos a tracción sobre las probetas sin reparar

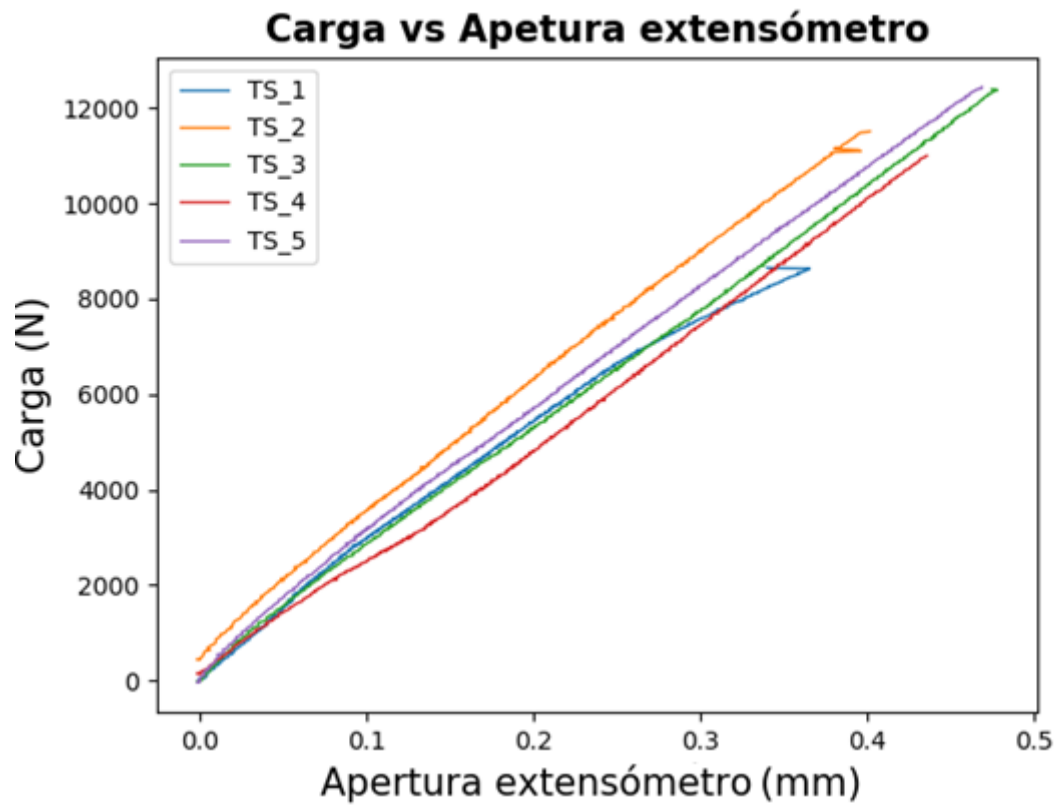


Figura 10.5 Lectura de carga frente a extensómetro en los ensayos sobre las probetas sin reparar



En las gráficas se puede ver que al principio el comportamiento no es lineal. Esto se debe a que la probeta se está acomodando con las mordazas y debe colocarse perfectamente recta y ha de quedar perfectamente fijada. Tras esto comienza una zona lineal. En esta zona la carga aumenta pudiendo dañar el material antes de alcanzar la rotura. Estos daños previos se revelan en la gráfica a través de las pequeñas bajadas de carga en un punto. Los daños suelen aparecer para valores de carga elevados y cercanos a la carga última.

Una vez finalizado el ensayo se desmonta la probeta y se inspecciona la rotura. El aspecto que presentaban las probetas tras el ensayo se muestra en la Figura 10.6.

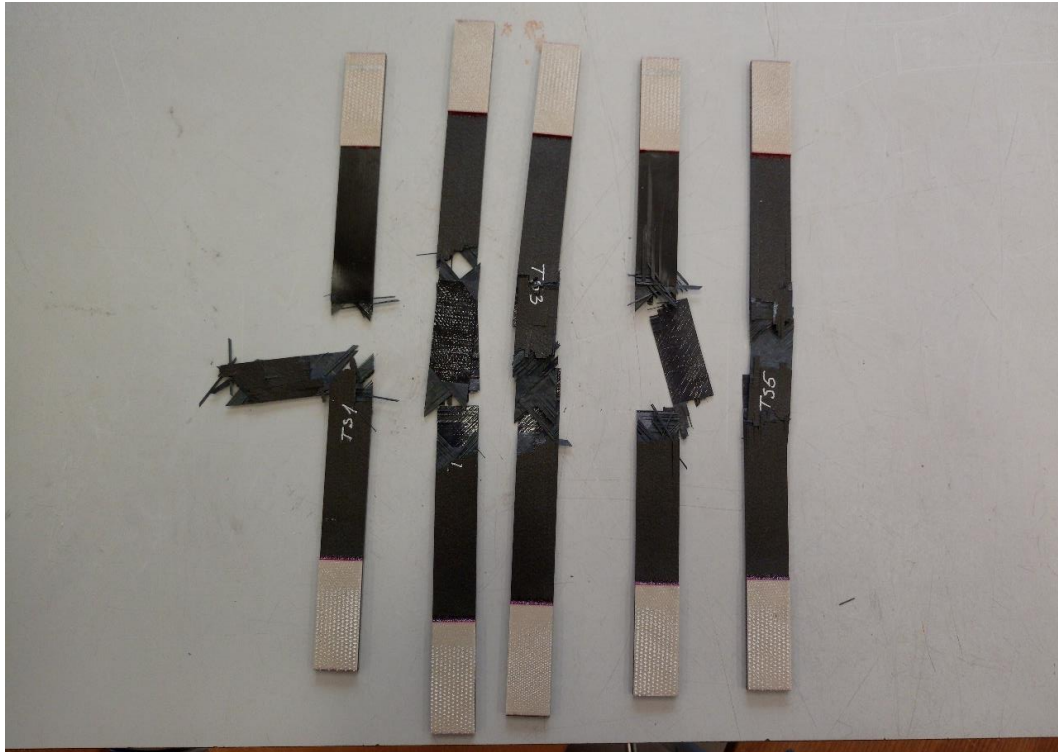


Figura 10.6 Probetas rotas tras la realización del ensayo

La rotura ha sido doble en todas las probetas. Esto significa que la probeta ha fallado en dos puntos. Para ser más exactos, ha roto en los extremos del área en la que se encontraba la delaminación.

La rotura no es simultánea, sino que comienza en uno de los extremos generando una vibración que se propaga hasta llegar al otro extremo, rompiendo este. Durante la propagación de la vibración, el material que recorre también sufre daños generando pequeñas separaciones de material y de fibra fuera del plano. En este mecanismo de rotura, la primera fractura producida recibe el nombre de rotura inicial y la producida por la vibración recibe el nombre de rotura inducida.

En la Figura 10.7 se han detallado las distintas zonas descritas anteriormente.

La zona amarilla es la correspondiente a la fractura inicial. En esta zona la rotura es completa y limpia. No presenta demasiado astillamiento ni despegues de láminas.

La zona azul es el dominio dañado por la propagación de la grieta. En esta zona se puede ver un despegue total del material. El trozo de panel que se encuentra a la derecha en esta zona corresponde a la que está en contacto con la delaminación. Esta zona no está dañada. Esto indica que la rotura se ha generado en el borde plano, marcado en rojo en la imagen. Al producirse la fractura, se rompe la continuidad y obliga a la vibración a transmitirse por el dominio que todavía permanece unido, es decir, la parte de la izquierda de la zona azul. Esta zona está totalmente dañada, presenta delaminaciones en todas las capas, astillamiento y roturas transversales.

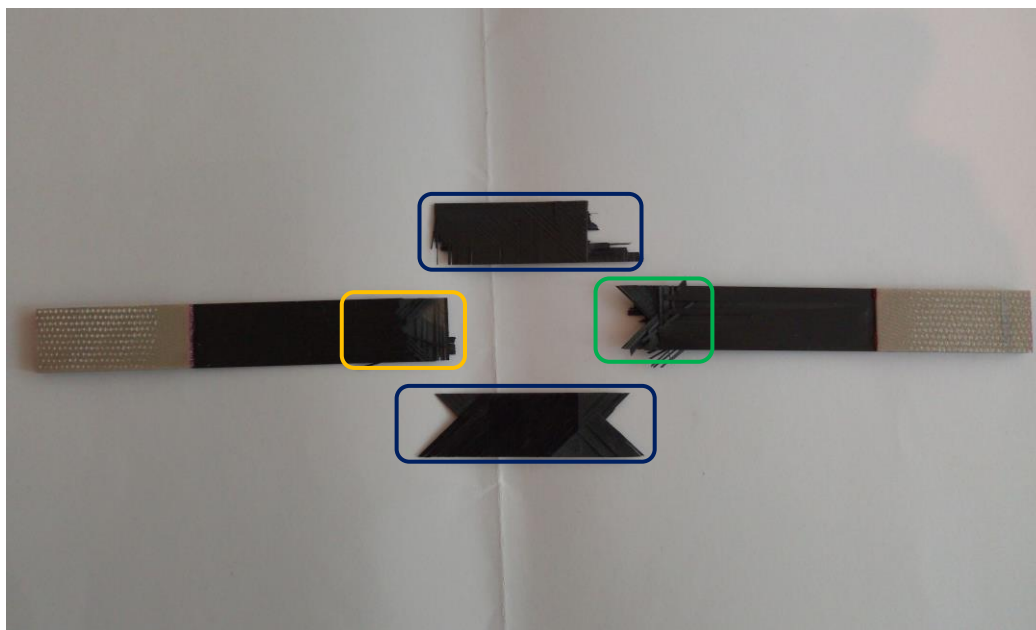


Figura 10.7 Detalle de las zonas de rotura de la probeta TS2

Finalmente, la zona verde es la de fractura inducida. Esta fractura es distinta a la inicial en lo que a daño se refiere. Esta fractura presenta más daños que la primera. Al igual que en la zona de transmisión de la vibración, el área de fractura presenta delaminaciones, roturas y un astillamiento severo. Se podría decir que esta rotura es más sucia que la principal ya que no está concentrada

### 10.2.1 Resultados de las probetas reparadas

La metodología de ensayo para las probetas reparadas es la misma. Primero se montan en las mordazas, se le coloca el extensómetro y se lanza el ensayo.

La lectura realizada en estos ensayos ha sido la misma. Se han registrados la lectura de las cargas y la deformación en todas las probetas y la apertura de las mordazas en todas menos en la primera. Esto se debe a que en el primer ensayo no se configuró adecuadamente y no se guardó la lectura de la apertura de las mordazas. A pesar de esto, los resultados que arrojó este ensayo son los mismos que se consiguen en el resto. A pesar de no tener esa lectura, sí se tuvieron las lecturas de carga última y deformación en la zona lineal de la gráfica. Con estos dos resultados, la resistencia del material y el módulo de elasticidad se pueden obtener en este ensayo al igual que en el resto.

Las dimensiones y los resultados obtenidos se muestran en la Tabla 10.2.

La resistencia media obtenida es de 14769.79 N. En lo que al módulo de elasticidad y la tensión de rotura medida se refiere, los valores obtenidos son de 57.22 GPa y 434,31 MPa.

Todos los resultados obtenidos oscilan entre el valor medio con una desviación típica máxima de 9.72% para la resistencia y de 9.21% para el módulo de elasticidad. Los coeficientes de variación obtenidos, aun siendo relativamente bajos, son más altos en comparación con los obtenidos para las probetas si reparar. Esto es un reflejo directo del factor humano en la reparación. La reparación realizada requiere práctica y depende de la precisión, cuidado y tiempo que invierta el que la realiza. El buen acabado de esta dependerá del paralelismo entre escalones, la rectitud del resanado, la planitud de los escalones, las dimensiones del parche de reparación y la existencia de defectos. Todos estos factores van a hacer que la reparación del panel no sea homogénea y se revelan a través de la desviación de los resultados. A pesar de esto, cabe destacar que, para ser un proceso realizado a mano, las desviaciones obtenidas son bastante buenas.

Tabla 10.2 Resultados de los ensayos a tracción sobre las probetas reparadas

Probetas reparadas							
Probeta	Ancho [mm]	Espesor <sup>(1)</sup> [mm]	L <sub>1</sub> [mm]	L <sub>2</sub> [mm]	Carga última [N]	Tensión de rotura [MPa]	Módulo de elasticidad [MPa]
TR_1	19.97	1.68	312.0	209.0	13600.00	405.37	65317.59
TR_2	19.98	1.72	311.0	210.0	15509.61	451.91	55575.01
TR_3	19.96	1.79	311.0	20.90	13459.32	376.87	52279.66
TR_4	19.85	1.66	210.0	208.0	16510.23	501.05	59405.75
TR_5	20.03	1.69	210.0	209.0	14769.79	436.32	53526.66
Valor medio					14769.79	434.31	57220.93
Desviación / covarianza					1290.56 / 8.74 %	42.20 / 9.72 %	5270.25 / 9.21 %

NOTA (1): Espesor medido en la zona de rotura

De forma gráfica, los resultados en carga y extensometría se muestran en la Figura 10.8 y Figura 10.9 respectivamente. El comportamiento en este caso es igual que el de las probetas sin reparar. Al inicio del ensayo el comportamiento es oscilatorio ya que la probeta se acomoda a las mordazas. Tras esto pasa a ser lineal hasta llegar a la rotura.

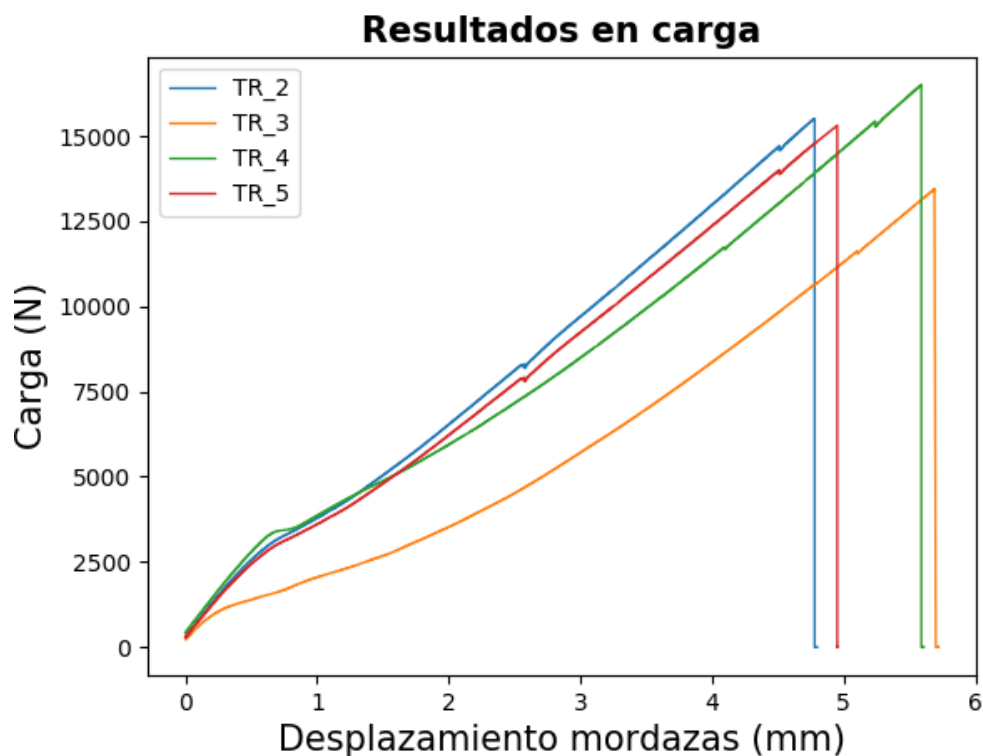


Figura 10.8 Resultados en carga de los ensayos a tracción sobre las probetas reparada

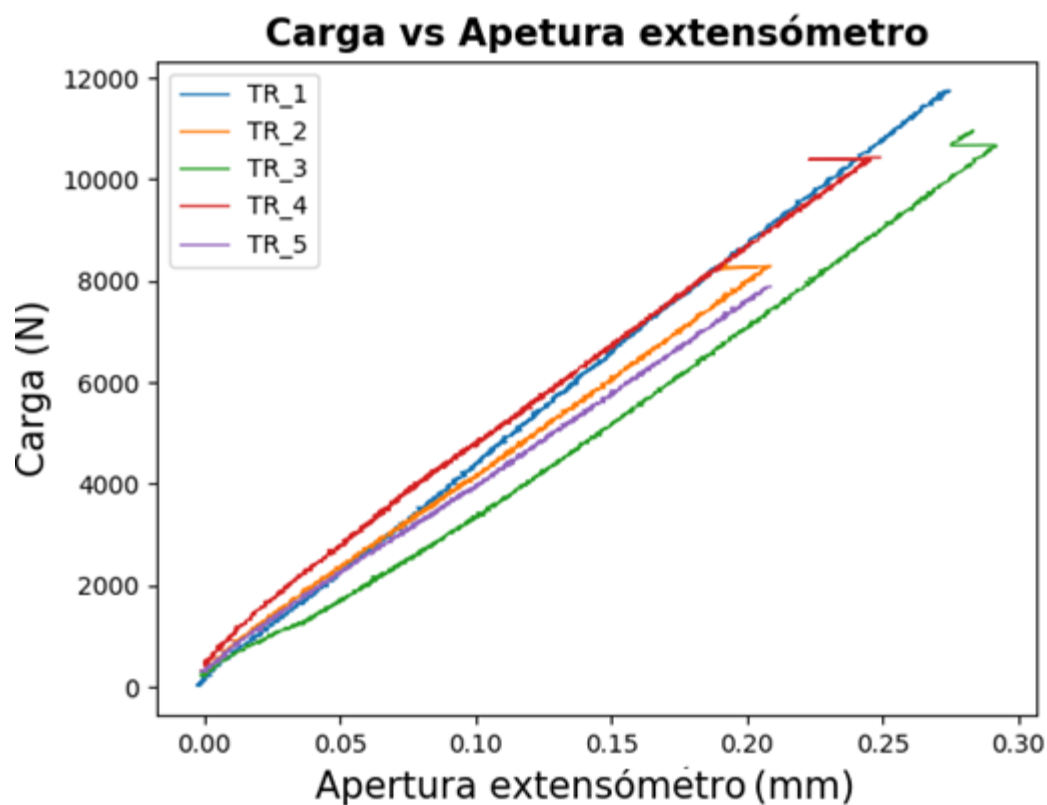


Figura 10.9 Resultados de carga frente extensometría de los ensayos a tracción sobre las probetas reparadas

Se puede observar que el material sufre daños a medida que aumenta la carga durante la realización del ensayo. En este caso, aparecen más roturas si se compara con las probetas sin reparar. Esto se debe a las discontinuidades que presenta el parche de reparación.

El aspecto que presentan las probetas tras la rotura se muestra en la Figura 10.10.



Figura 10.10 Probetas rotas tras la realización del ensayo



El mecanismo de rotura es similar al anterior. La rotura comienza al principio del parche. Ya que es un concentrador de tensiones y es la zona más débil. Al romperse, se libera una energía que induce la rotura en el otro extremo del parche. En 4 de los 5 casos este ha sido el mecanismo de rotura. En el restante (TR\_1) no se ha llegado a inducir la rotura en el otro extremo del parche.

### 10.3 Ensayos de flexión

El ensayo a flexión ha consistido en someter a una probeta esbelta, empotrada en uno de sus lados, a una carga hasta llegar a la rotura.

#### 10.3.1 Antecedentes

Previo realización de los ensayos finales se realizaron algunas pruebas para validar la metodología diseñada. En primera instancia se ensayaron las probetas reparadas con el utillaje que se muestra en la Figura 10.11.

(a)



(b)



Figura 10.11 (a) Montaje para el ensayo a flexión inicial y, (b) Probeta flectada durante la realización del ensayo

Con este primer montaje se ensayaron las probetas reparadas extraídas del panel tipo 2, Figura 10.12.

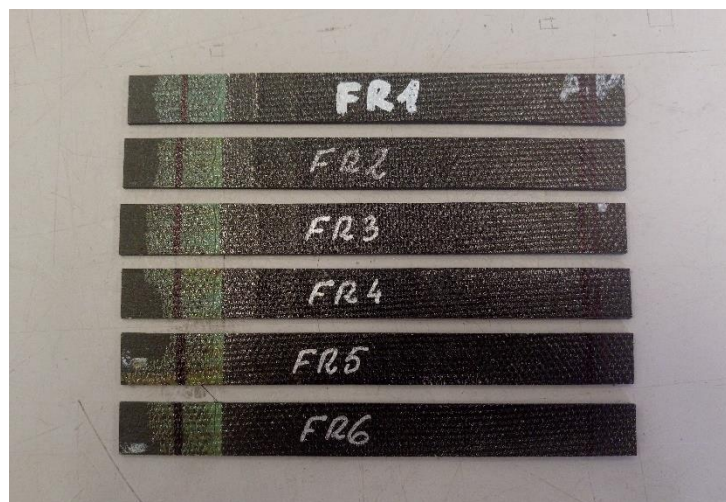


Figura 10.12 Probetas para los ensayos a flexión del panel tipo 2

Los resultados obtenidos se muestran en la Figura 10.13. Para la realización de los ensayos, se deja una luz de 100 milímetros. El objetivo de esto era conseguir grandes desplazamientos. Con esto se pretende forzar a que el parche se separe del panel. Pero, el problema que se presenta es que, al deformarse tanto, la reacción que ejerce la probeta sobre el útil tiene más componente horizontal a medida que avanza el tiempo.

Esto tiene dos consecuencias inmediatas: La lectura de la célula de carga deja de ser real a medida que

aumenta la flecha de la probeta ya que no recoge el término de fuerza horizontal, sino que solo lee el vertical. La otra es que la reacción, en este caso, para valores de extensión superiores a 40 milímetros, la probeta interfiere con el útil, dejando las lecturas de ser válidas.

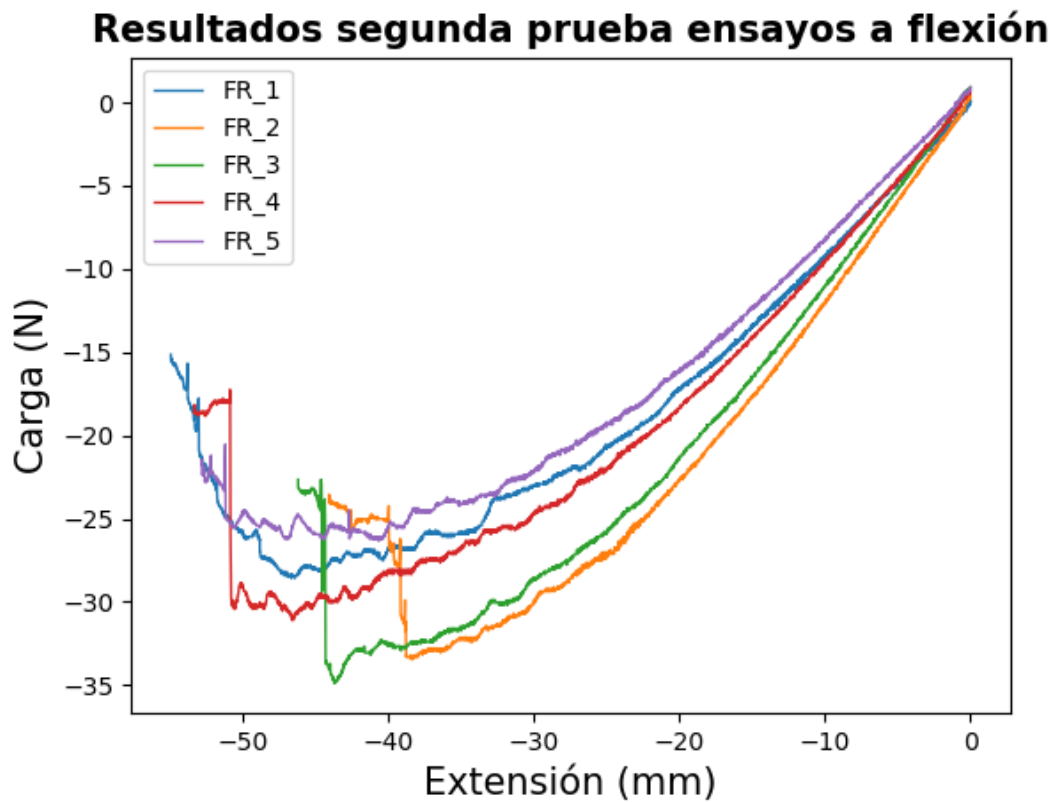


Figura 10.13 Resultados de la primera prueba de los ensayos a flexión

Para solucionar el segundo problema se cambió de útil al que se muestra en la Figura 10.14. Este nuevo útil evitaba el problema de interferencia entre la probeta y el soporte, aunque será descartado ya que para su montaje se necesitaba de utillaje auxiliar que generaba un brazo de momentos muy elevado que podía dañar la célula de carga.



Figura 10.14 Segundo útil empleado en el ensayo a flexión

Solo se ensayó una probeta. Como se muestra en la Figura 10.15, se llega a desplazamientos tan elevados que la lectura de la célula de carga tiende asintóticamente a un valor, ya que la componente horizontal empieza a ser superior a la vertical. Esto hace que se la célula de carga pueda sufrir daños, además no se alcanza la rotura.

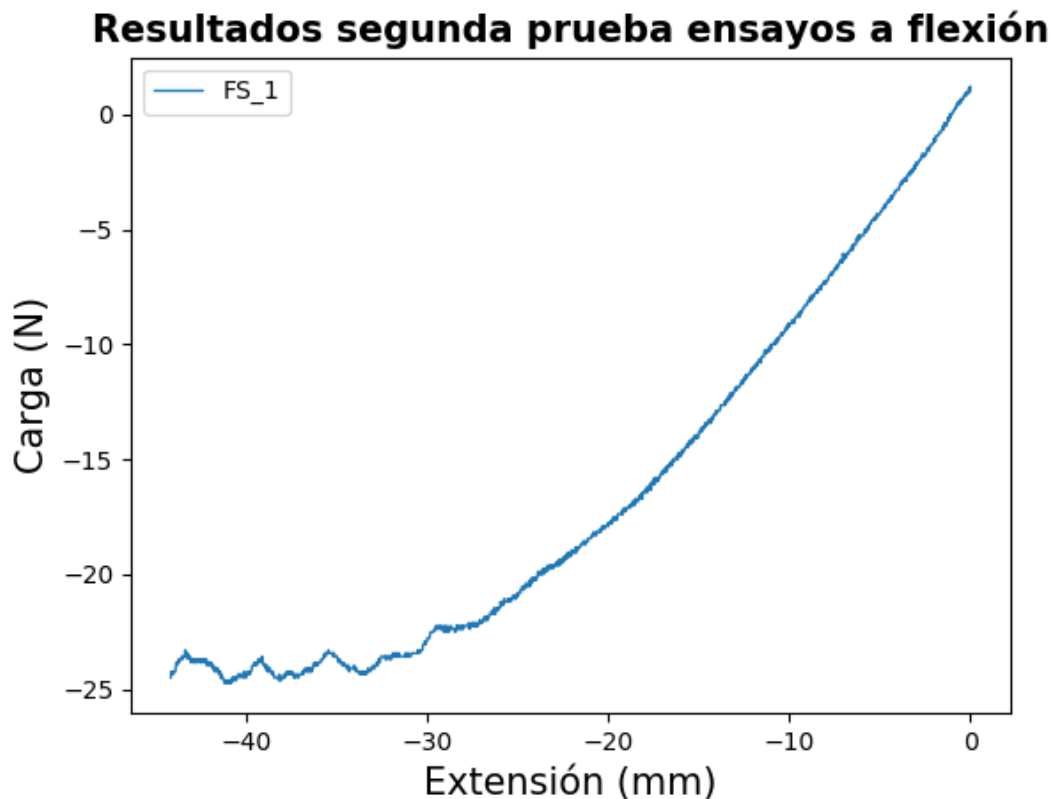


Figura 10.15 Resultados de la segunda prueba de los ensayos a flexión

A raíz de las conclusiones extraídas de estos resultados se diseñó un útil nuevo. Se tuvieron en cuenta las siguientes premisas:

1. No se ha de producir interacción entre la probeta y el útil en ningún momento durante la realización del ensayo.
2. La longitud del útil ha de ser pequeña para que la célula de carga no sufra daños. Un largo brazo de momentos puede generar esfuerzos horizontales sobre la célula de carga, pudiendo resultar dañada,

Por otro lado, para apaliar ambos problemas se redujo la luz de la probeta de 100 milímetros a 50 milímetros para conseguir mayores cargas para menores deformaciones. También, al ser menor la deformación que sufre la probeta en la realización del ensayo, se evita la interferencia entre esta y el útil.

### 10.3.1 Descripción del utillaje

se pudo realizar en el laboratorio.

Como se muestra en la Figura 10.16, el bulón que estará en contacto con la probeta está sujeto en el extremo de menor diámetro del útil. Con esto se consigue retrasar la interferencia.

Además, a diferencia de todos los montajes anteriores, este útil está diseñado para que se acople directamente a la célula de carga. Es decir, no necesita ni de mordaza ni de utillaje de acople. Con esto se consigue que la reacción horizontal que ejerce la probeta sobre la célula de carga se reduzca, disminuyendo así el riesgo de dañar el equipo.

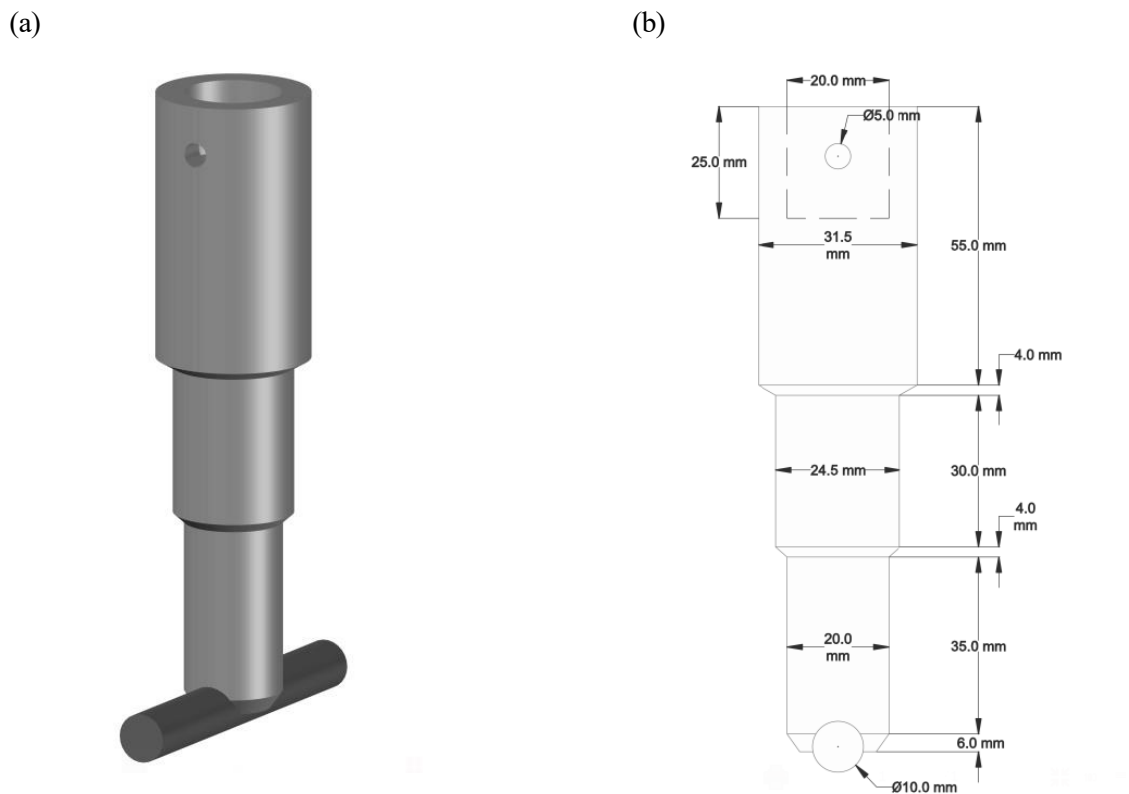


Figura 10.16 (a) Modelo 3D del útil y, (b) Corte en alzado acotado

El montaje final del útil nuevo se muestra en la Figura 10.17. Para realizar los ensayos empleando el montaje final, primero se ha de colocar una base plana en la máquina de ensayos, sobre esta se va a apoyar y fijar el útil de flexión en tres puntos. Sobre este se fijarán las probetas empleando dos tornillos y dos pletinas, como se muestra en la Figura 10.17. Como útil penetrador se usará el diseñado y expuesto en este apartado. Este se coloca directamente a la célula de carga empleando un bulón

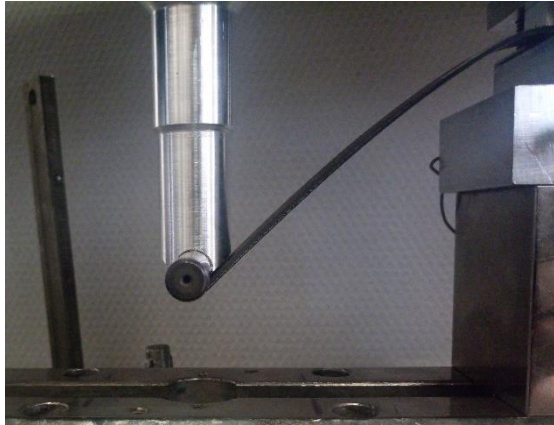


Figura 10.17 Montaje final para el ensayo a flexión



Una vez fabricado y montado el utillaje se realiza una prueba para ver si se produce interacción entre la probeta y el útil. Como se observa en la Figura 10.18 al dejar una luz de 90 milímetros, aún con el útil nuevo, se corre riesgo de que se produzca interferencia. Debido a esto, se redujo dicha luz de 90 milímetros a 40 milímetros.

(a)



(b)

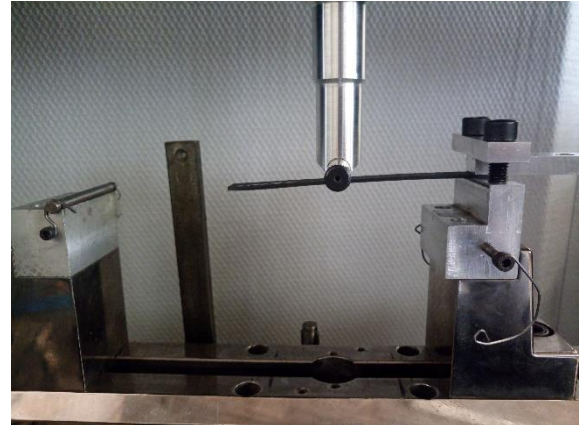


Figura 10.18 Prueba con el utillaje final

### 10.3.1 Resultados de las probetas sin reparar

En primer lugar, se realizaron los ensayos sobre las probetas sin reparar. Las dimensiones y los resultados obtenidos se muestran en la Tabla 10.3.

Tabla 10.3 Resultados de los ensayos a tracción sobre las probetas sin reparar

<b>Probetas sin reparar</b>				
<b>Probeta</b>	<b>Ancho [mm]</b>	<b>Espesor [mm]</b>	<b>Luz [mm]</b>	<b>Carga última [N]</b>
<b>FS_1</b>	12.50	1.59	46.16	-54.64
<b>FS_2</b>	12.58	1.52	46.09	-63.21
<b>FS_3</b>	12.53	1.56	46.54	-73.87
<b>FS_4</b>	12.54	1.59	45.59	-76.11
<b>FS_5</b>	12.51	1.57	46.73	-75.59
<b>Valor medio</b>				-68.68
<b>Desviación / covarianza</b>				9.57 / 13.93 %

La resistencia media obtenida, medida en términos de fuerza que soporta el panel en el punto de aplicación, es de 68.68 N. Por otro lado, todos los resultados obtenidos oscilan entre el valor medio con una desviación típica máxima de 13.93 %.

En la Figura 10.19 se pueden observar los resultados de forma gráfica de la carga registrada en todos los ensayos sobre las probetas sin reparar.

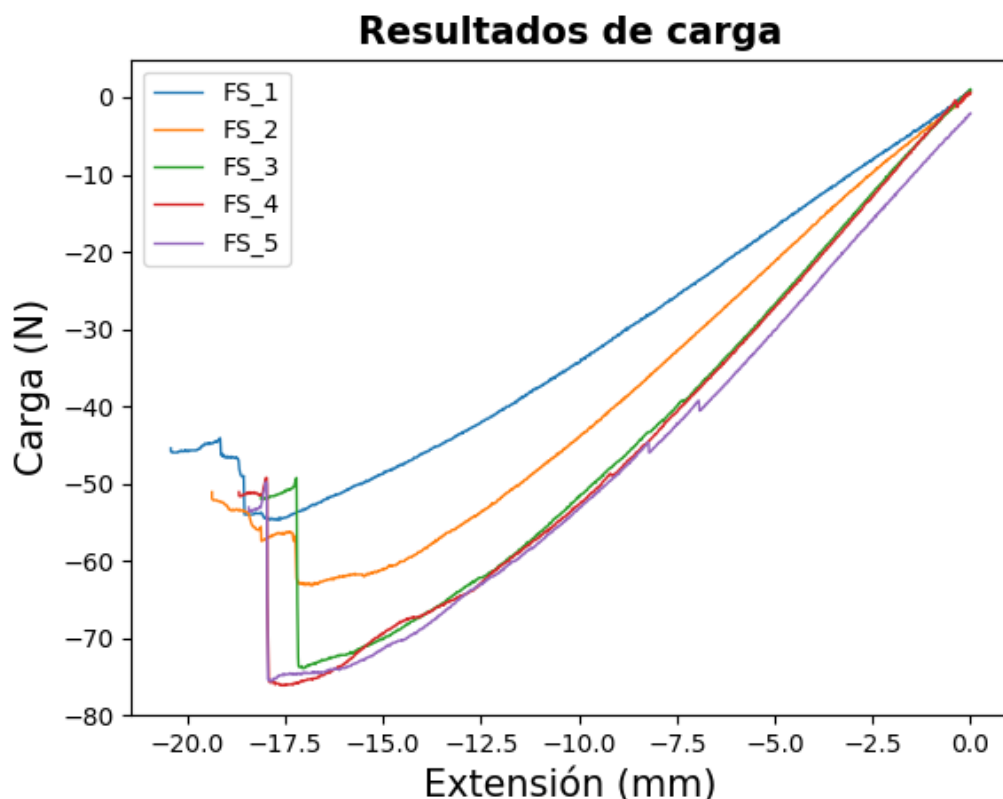


Figura 10.19 Resultados de los ensayos a flexión sobre las probetas sin reparar

Merece la pena comentar que las probetas 3, 4 y 5 presentan una evolución casi coincidente y un fallo más violento que las probetas 1 y 2. Estas primeras presentan menos resistencia y un proceso de daño más evolutivo que puntual.

Se puede observar que las tendencias son muy parecidas. Además, la rotura se produce para valores de extensión muy parecidos mientras que la carga sí se encuentra más dispersa. Al igual que pasaba con las probetas sin reparar ensayadas a tracción, no se producen daños apreciables durante la realización del ensayo, excepto en la probeta FS\_5.

Cabe destacar que las lecturas de la extensión de las mordazas y carga son negativas ya que en el ensayo la mordaza se mueve hacia abajo y la reacción que sufre la célula de carga va hacia arriba.

### 10.3.1 Resultados de las probetas reparadas

En el caso de los ensayos sobre las probetas reparadas, la metodología es idéntica a la anterior y la tensión de rotura también se calcula según la **¡Error! No se encuentra el origen de la referencia..**

Primero se va a montar la probeta sobre la base del montaje empleando dos pletinas. Tras esto hace contacto manualmente del indentador con la probeta sin que la máquina llegue a cargarse ni la probeta deformarse. Se limpian las gráficas y se lanza el ensayo.

En la Tabla 10.4 se muestran los resultados obtenidos tras los ensayos en formato tabla.

La resistencia media obtenida es de 60.01 MPa. Este resultado, a priori parece lógico. Por otro lado, todos los resultados obtenidos oscilan entre el valor medio con una desviación típica máxima de 12.16 %.

Tabla 10.4 Resultados de los ensayos a tracción sobre las probetas sin reparar

Probetas reparadas				
Probeta	Ancho [mm]	Espesor [mm]	Luz [mm]	Carga última [N]
GF_1	12.53	1.78	48.25	-60.31
GF_2	12.48	1.86	49.33	-79.28
GF_3	12.47	1.90	48.14	-62.41
GF_4	12.46	1.84	47.91	-73.74
GF_5	12.43	1.79	47.13	-72.43
Valor medio				-69.63
Desviación / covarianza				8.01 / 11.50 %

De manera gráfica, los resultados en carga se muestran en la Figura 10.20.

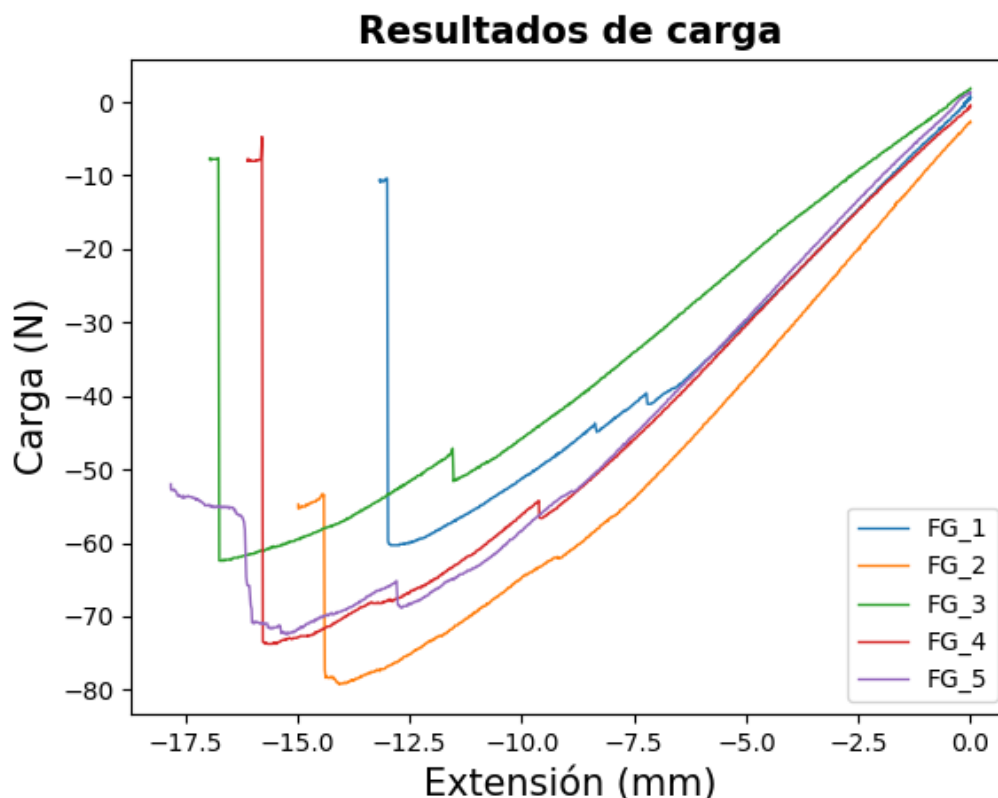


Figura 10.20 Resultados de los ensayos a flexión sobre las probetas reparadas

A diferencia de antes, en este caso los resultados obtenidos son más dispersos tanto en extensión como en carga. Además, el material sufre daños apreciables en el transcurso del ensayo.

Finalmente, merece la pena comentar el mecanismo de rotura de ambos tipos de probetas. Para el caso de las probetas sin reparar, el mecanismo de rotura era el fallo catastrófico de una lámina. Este tipo de rotura no es apreciable a simple vista. Se puede intuir ya que es sonora y en la gráfica se imprime como una caída vertical en la lectura de carga.

En el caso de las probetas reparadas el mecanismo de rotura es totalmente distinto. Este se caracteriza por el daño progresivo que sufre la probeta. En primer lugar, la capa extra del parche de reparación se despegue en la zona de solape con el panel, como se muestra en el detalle rojo de la Figura 10.11. Tras esto, el siguiente daño

que se crea es una grieta que nace a 5 milímetros del empotramiento, en el centro del panel y que crece en dirección al parche de reparación, hasta llegar al segundo escalón. En este punto, el panel se rompe en la dirección del espesor creando una discontinuidad transversal que va desde la grieta interna hasta el final de la zona de solape que se ha despegado al principio. Esta rotura se ve en el detalle naranja de la Figura 10.11. La rotura es catastrófica para el material ya que pierde la mayor parte de la resistencia y tras esta la grieta se propaga descontroladamente, detalle azul. Una vez se produjo este fenómeno, se paró el ensayo.

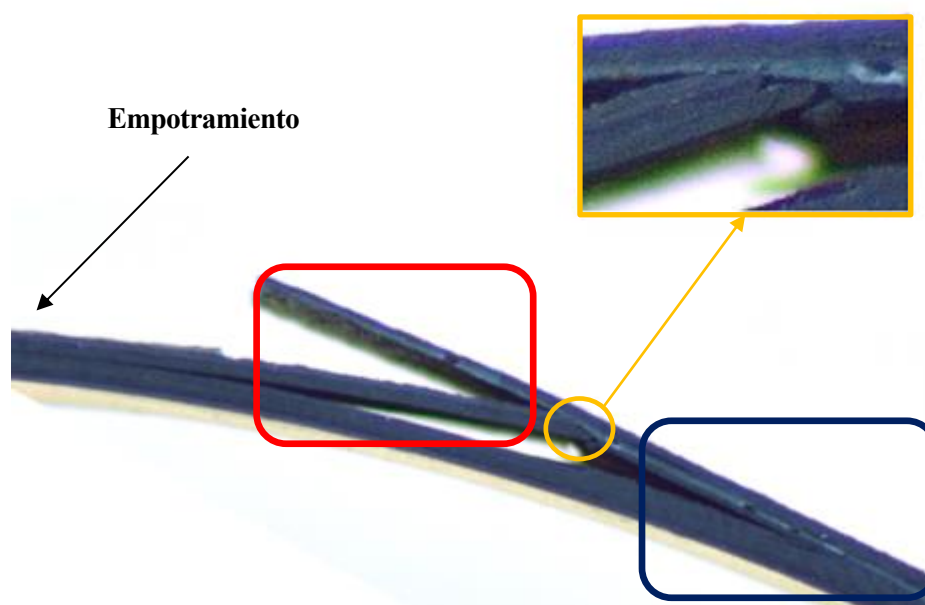


Figura 10.21 Probeta de flexión dañada tras el ensayo

Al finalizar el ensayo se desmontó la probeta y se partió por completo de manera lenta y controlada. El resultado se muestra en la Figura 10.22. El resultado más importante alcanzado es que la grieta nunca penetra en el parche, sino que, antes de que ocurra esto, se rompe la lámina contigua y continúa la fractura en la lámina de abajo hasta llegar al último escalón (zona azul). Aquí al no haber parche en la dirección de propagación de la grieta, esta se propaga hasta llegar al final de la probeta (zona naranja).

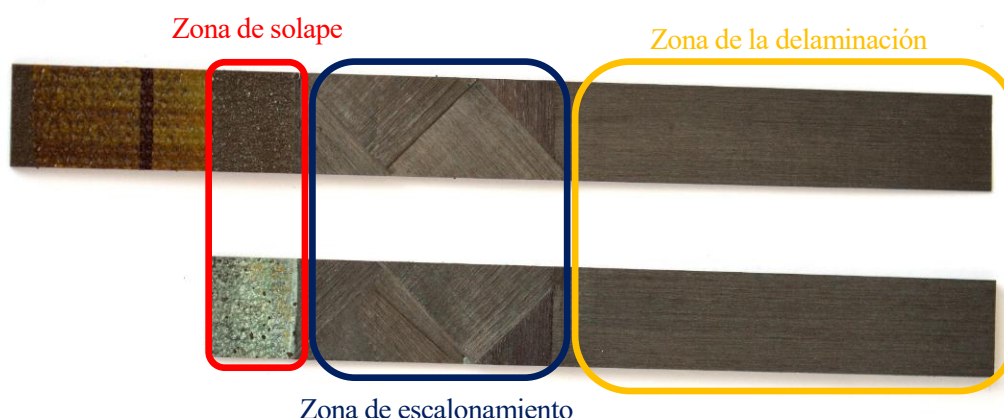


Figura 10.22 Probeta de flexión partida manualmente tras el ensayo

## 10.4 Ensayos de tenacidad a la fractura interlaminar

Este ensayo consiste en medir la carga y el desplazamiento que se le ha de aplicar a una probeta para conseguir que una grieta de longitud conocida se propague.

Primero se han de colocar y ajustar los útiles en los bordes de la pregrieta. Estos útiles se montan en la máquina de ensayo y se propaga manualmente la grieta hasta llegar a la primera marca, como se ilustra en la Figura 10.23.



Figura 10.23 Montaje de la probeta en la máquina de ensayos

Tras esto se lanza el ensayo y se monitorea la carga y el desplazamiento vertical de las mordazas.

### 10.4.1 Resultados obtenidos

Para calcular la tenacidad a la fractura interlaminar se debe usar la siguiente ecuación:

$$G_C = \frac{A}{a \cdot w} \cdot 10^6 \quad (10.3)$$

Donde:

- ' $G_C$ ' es la tenacidad a la fractura interlaminar [ $\text{J}/\text{m}^2$ ],
- ' $A$ ' es la energía total liberada durante el ensayo hasta alcanzar el tamaño de grieta final [ $\text{J}$ ],
- ' $a$ ' es la longitud de la grieta propagada [ $\text{mm}$ ] y
- ' $w$ ' es el ancho de la probeta [ $\text{mm}$ ]

A la hora de calcular el valor del  $G_{IC}$  se ha de tener en cuenta que el comportamiento de la probeta va a variar a lo largo del ensayo ya que la geometría no es constante a lo largo del material. El comportamiento va a ser distinto desde la pregrieta hasta el comienzo del parche de reparación, durante el escalonamiento del parche y en la zona base de la reparación. Los resultados obtenidos en el dominio de la probeta se muestran en la Tabla 10.5.

Tabla 10.5 Resultados del ensayo de tenacidad a la fractura interlaminar

Probeta	Ancho [mm]	Espesor [mm]	Valor Gc [J/m <sup>2</sup> ]		
			Panel	Escalonamiento	Base reparación
Gc_1	24.86	1.94	-	-	-
Gc_2	24.75	2.03	288171.56	638719.59	224489.24
Gc_3	24.73	1.98	289318.28	470839.39	707830.63
Gc_4	24.98	1.96	214547.98	616880.37	393426.71
Valor medio			264012.61	575479.79	441915.53
Desviación típica / Coeficiente de variación			42841.46 / 16.23%	91276.76 / 15.86%	245291.87 / 55.51%

De manera promediada, el valor de Gc de todo el panel sería 474455.555 J/m<sup>2</sup>. El valor teórico para este panel sería de 367296.57 J/m<sup>2</sup>. Comparando ambos resultados, se observa que el valor ha aumentado un 29%.

En las siguientes figuras (Figura 10.24, Figura 10.25, Figura 10.26), se muestran las lecturas de carga y extensión registradas durante la realización de los ensayos. En estas se han diferenciado los valores de la extensión de la grieta correspondientes a los distintos dominios de la probeta.

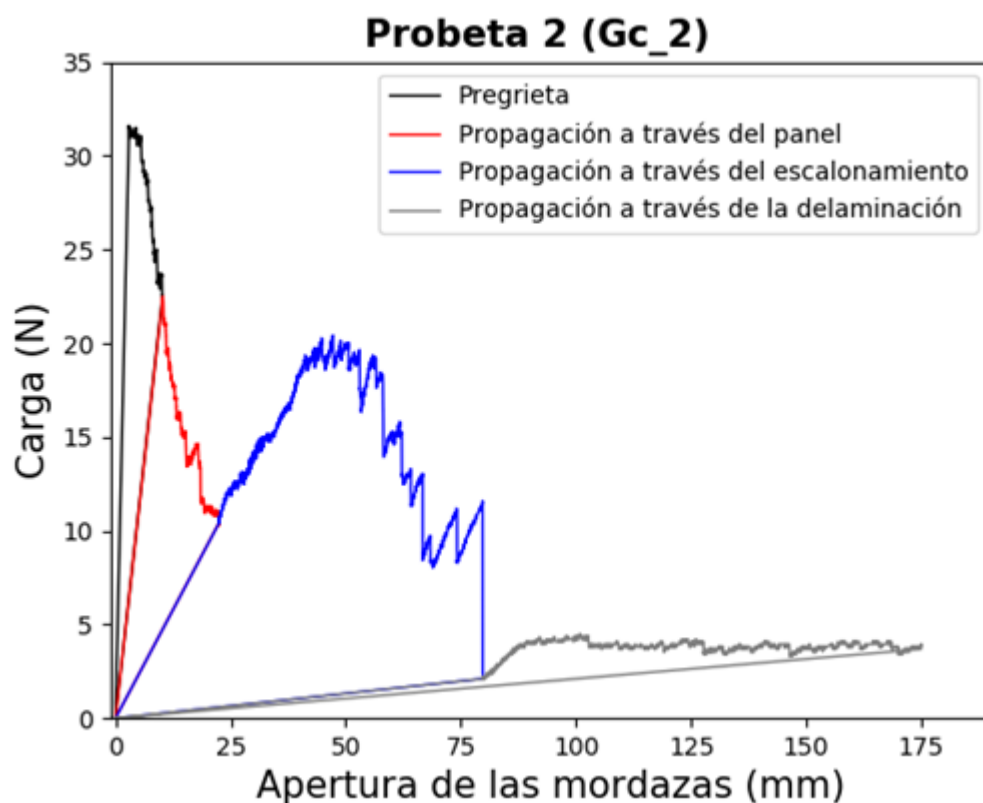


Figura 10.24 Diagrama 'Carga – Apertura de las mordazas' correspondiente a la probeta 2



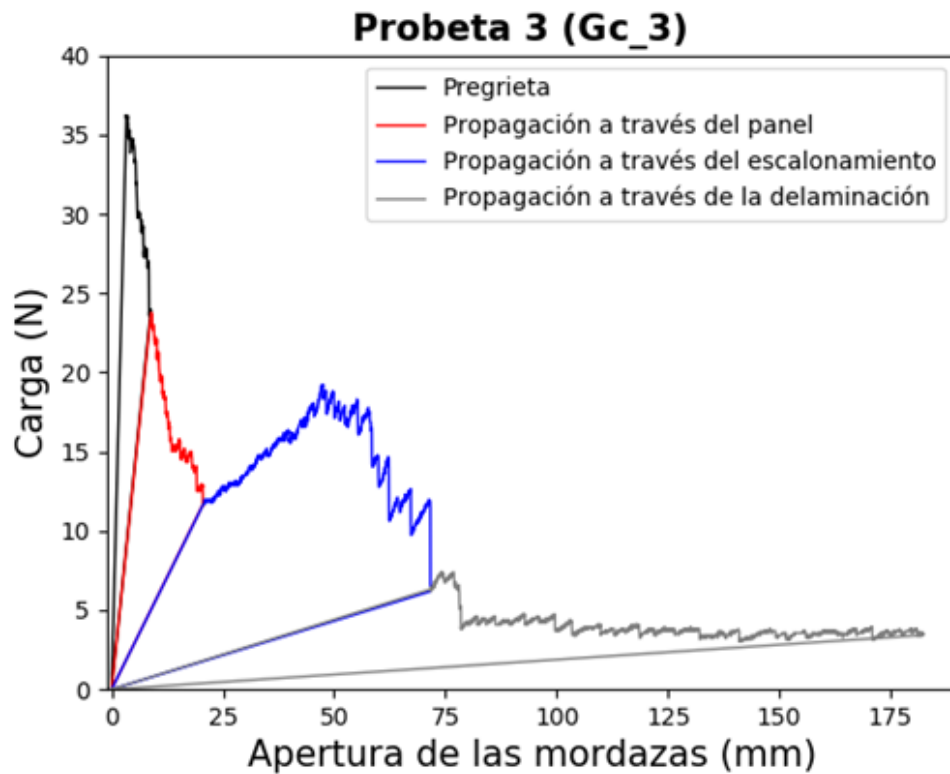


Figura 10.25 Diagrama ‘Carga – Apertura de las mordazas’ correspondiente a la probeta 3

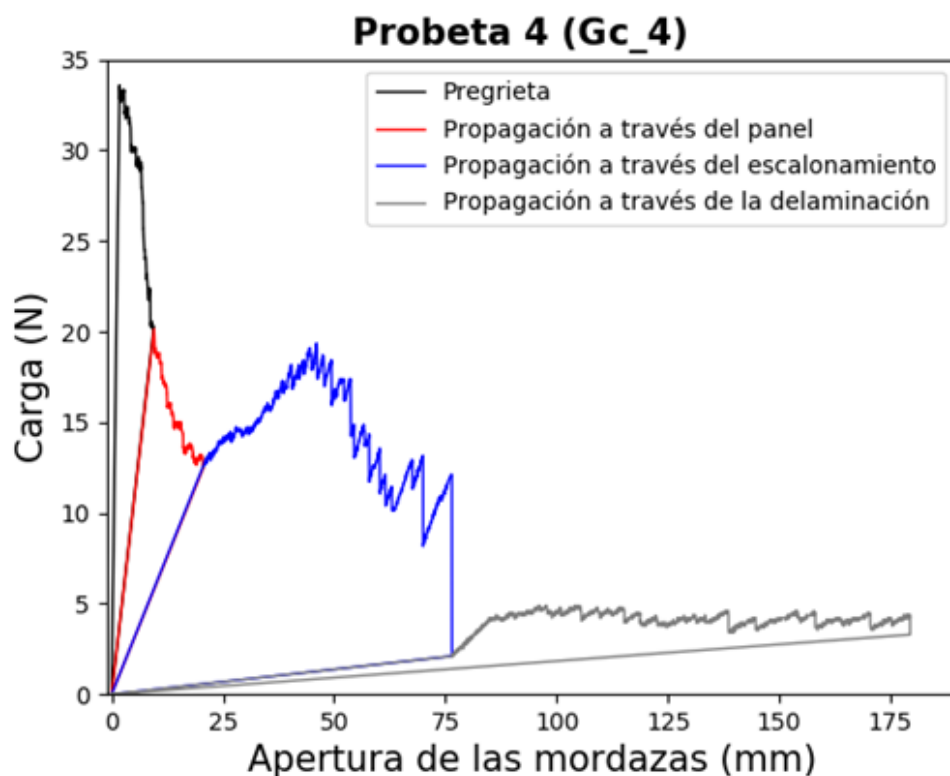


Figura 10.26 Diagrama ‘Carga – Apertura de las mordazas’ correspondiente a la probeta 4

Se ha obtenido una tenacidad a la fractura interlaminar de  $264012.61 \text{ J/m}^2$  en el área del panel original, un valor de  $575479.79 \text{ J/m}^2$  en la zona del escalonamiento y de  $441915.53 \text{ J/m}^2$  en la base de la reparación. Las desviaciones típicas obtenidas también han resultado ser relativamente elevadas. El resultado más importante obtenido es que se produce un aumento de la rigidez a medida que la grieta se propaga en el escalonamiento.

Esto se debe a que, al principio la grieta se propaga en el plano medio y ve la misma cantidad de material tanto arriba como abajo. Al llegar al parche de reparación, el laminado tiene una capa más por arriba, esto produce un aumento de la rigidez de la 'viga' superior y como consecuencia aumenta la carga que hay que aplicar para seguir propagando la grieta. Además, al producirse roturas de fibra transversales, se libera una gran cantidad de energía que se refleja en este resultado. La grieta no penetra en el parche, sino que, al igual que en el ensayo de flexión, se parten las láminas y la grieta se propaga por debajo del parche hasta llegar a la base de la reparación. En esta también aumenta la tenacidad.

En el escalonamiento se produce un aumento de la tenacidad del 54% aproximadamente respecto de la zona del panel original, y en el área base de la reparación se produce una reducción del 30% aproximadamente respecto a la zona del escalonamiento.

Se realizaron un total de 4 ensayos. El primero no llegó a finalizarse debido a que la probeta se rompió antes de lo previsto, por esto no se muestra el diagrama carga-apertura. Al llegar a la zona del parche de reparación, el aumento de la rigidez que se produce provoca un aumento en la carga que se ha de aplicar para propagar la grieta a lo largo del material. Este aumento de la carga superó la resistencia que presentaba la probeta zona de la discontinuidad del principio del parche produciéndose la rotura en esta franja. En la Figura 10.27 se puede ver la deformación que presentaba la probeta antes de la rotura y en la Figura 10.27 se muestra la rotura de la probeta. Como se comentaba, se observa que la rotura es recta y se concentra en la franja de discontinuidad de material

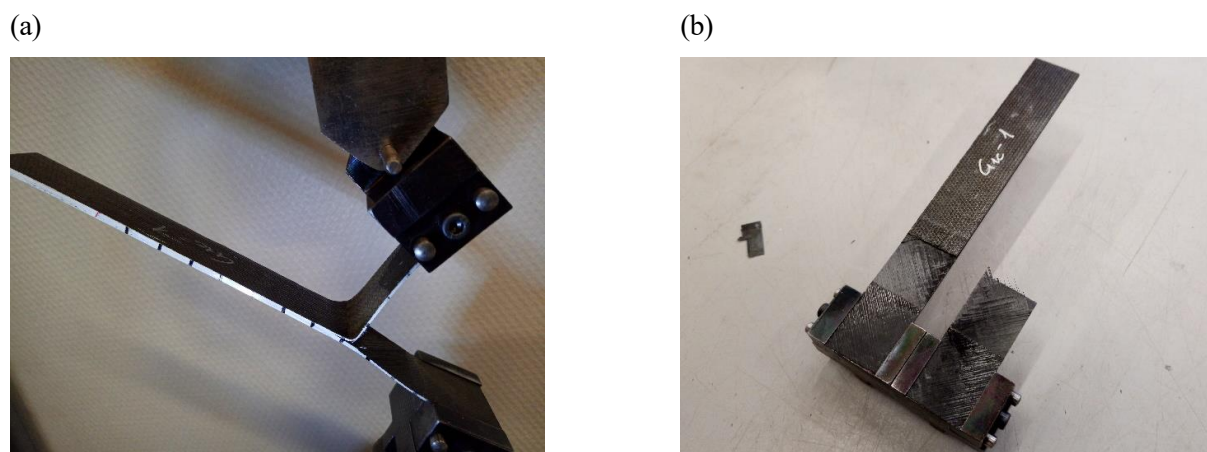


Figura 10.27 (a) Deformación de la probeta previo a la rotura y, (b) Rotura de la probeta 1

La rotura del resto de las probetas si ocurrió de la misma forma en todas. La grieta nunca llega a penetrar por el parche, sino que a medida que llega al final del escalonamiento, se rompe la lámina inferior y continúa propagándose por debajo. En la Figura 10.28 se observan las distintas roturas que sufre la probeta en la zona del escalonamiento.

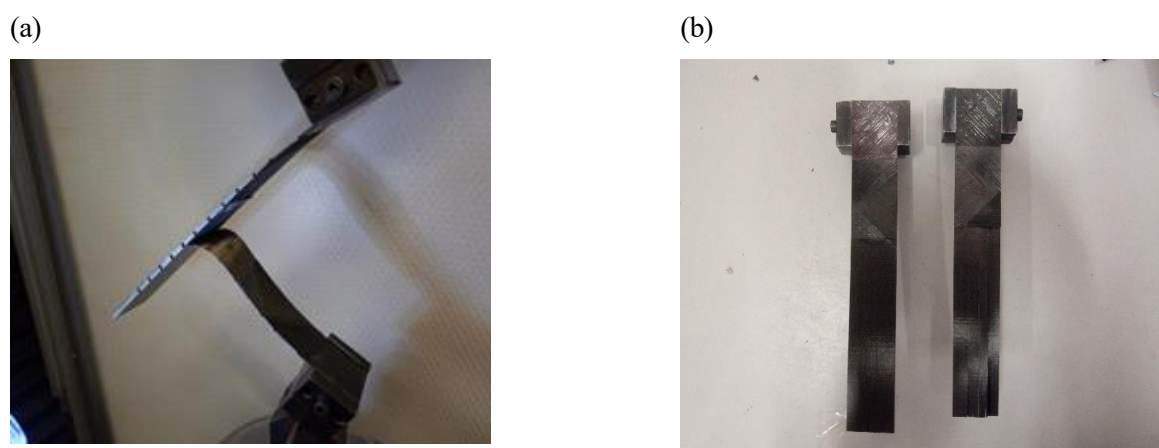


Figura 10.28 (a) Rotura parcial de la probeta y, (b) Rotura total de la probeta



En la Figura 10.29 se muestra la rotura entre las láminas 6 y 7 al final del último escalón. A partir de este punto, la grieta se propaga debajo de la base de la reparación.

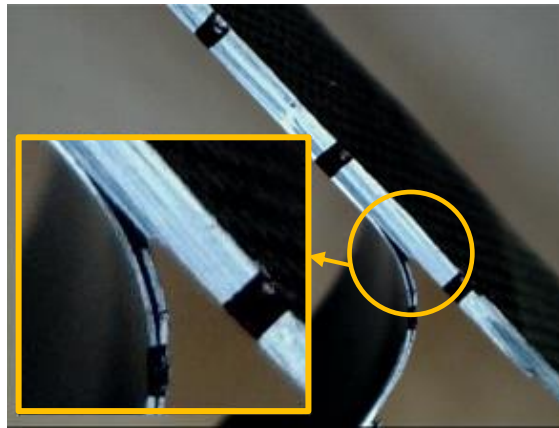


Figura 10.29 Rotura entre láminas contiguas

## 10.5 Ensayos de fatiga

El ensayo de fatiga ha sido una recreación de los ensayos a flexión a excepción de que la carga/desplazamiento son dinámicos. El montaje de las probetas es idéntico al que se muestra en la Figura 10.17.

Estos ensayos se han realizado controlando el desplazamiento vertical del útil de ensayo (deformación de la probeta), estando acotado entre 0 y -9 mm. La frecuencia del ensayo ha sido de 2 Hz debido a que el desplazamiento vertical es relativamente alto. Se ha elegido este rango de desplazamientos ya que el ensayo no podría controlarse por carga. La lectura de carga era tan baja que el propio ruido de la célula de carga distorsionaba los resultados. Respecto a la frecuencia, se tomó este valor ya que se eligió un desplazamiento elevado.

Se han ensayado cuatro probetas, dos reparadas y dos sin reparar. El nombre que han recibido, respectivamente, ha sido FR7, FR8, FS7 y FS8.

### 10.5.1 Resultados obtenidos

Los resultados obtenidos se muestran en la Tabla 10.6. Las probetas se ensayaron hasta que ocurriese el fallo o hasta que se llegase al millón de ciclos. En el caso de las probetas que estaban reparadas, el ensayo finalizó debido al fallo del material mientras que en las probetas sanas ocurrió al revés, las probetas soportaron el millón de ciclos de carga.

Tabla 10.6 Resultados de los ensayos a fatiga

Resultado ensayo a fatiga				
Probeta	Ancho [mm]	Espesor [mm]	Luz [mm]	Ciclos soportados
FR_7	12.55	1.84	58.81	6293
FR_8	12.53	2.00	57.42	115789
FS_7	12.51	1.58	56.53	+1000000
FS_8	12.60	1.56	57.43	+1000000

El mecanismo de fallo en las probetas reparadas y ensayadas a fatiga es similar al de las probetas reparadas

ensayadas a flexión. Se delamina el parche de reparación en la zona de solape superficial. La grieta que se genera se expande sobre el parche haciendo que el material pierda su resistencia a flexión

Resulta interesante comentar que para las probetas reparadas los ciclos soportados difieren varios órdenes de magnitud. Esto, entre otros casos, es una consecuencia del factor manual la reparación.

# 11 CONCLUSIONES

---

El proyecto ha consistido en la definición de una metodología de reparación y su aplicación sobre unos paneles de fibra de carbono, validando todo el proceso mediante la realización de unos ensayos con los que se buscaba caracterizar al material antes y después de la reparación. Cada decisión que se tome en cada etapa del proceso determinará su desarrollo y resultados.

Así pues, las conclusiones extraídas sobre la fabricación, reparación y campaña de ensayos son:

## 11.1 Conclusiones sobre la fabricación y reparación de los paneles

Antes de la fabricación y la reparación de los paneles, hubo una fase de prueba en la que se decidió la herramienta que se iba a emplear y la estrategia para afrontar la reparación. Se probaron distintos tipos de herramientas como amoladoras eléctricas y distintos tipos de lijadoras eléctricas y neumáticas. Todas estas con distintos tipos de cabezales.

La primera conclusión que se extrae de esta etapa previa es que la herramienta que mejor desempeño muestra es la lijadora neumática con una lija circular de abrasivo cerámico. Este tipo de abrasivo es autoafilante, es decir, cuando se degrada y se rompe, crea nuevos filos con alto poder de corte. El problema que presenta este tipo de herramienta es la alta tasa de eliminación de material. Para poder realizar una reparación fina se ha de cambiar el grano que se emplea en el lijado en función del acabado que se busque. Además, se requiere de un periodo considerable de práctica para poder realizar la reparación sin dañar el material, ya que esto cancelaría el proceso y se debería empezar de nuevo.

Por otro lado, se ha puesto de manifiesto la necesidad de afianzar fuertemente el método de resanado y el tipo de reparación antes de diseñar y fabricar los paneles y antes de diseñar y realizar los ensayos.

Se han realizado numerosas pruebas de curado, de apilado del parche y de resanado hasta decidir qué reparación se va a hacer, cómo se va a hacer y qué se quiere medir. Cualquier error en alguno de estos pasos desemboca en el fracaso del proyecto a lo largo de su desarrollo.

## 11.2 Conclusiones de los ensayos

Una vez realizados los ensayos y habiendo analizado los resultados se han podido alcanzar las conclusiones que se muestran en los siguientes apartados:

### 11.2.1 Conclusiones de los ensayos a tracción

La primera conclusión que arrojan estos resultados es que se recupera en un alto grado las propiedades del material. Se ha partido de un material dañado, con una resistencia a tracción en la dirección 1 de 580.98 MPa. Tras la realización de la reparación, un proceso costoso tanto en término económico como en el temporal, la resistencia obtenida es de 434.31 MPa. Es decir, se ha recuperado el 74.75% de las propiedades iniciales. Distintos investigadores consideran que una reparación que, si consigue entre el 60 y el 80% de recuperación en las propiedades, la reparación ha resultado satisfactoria [15]. Hay que tener en cuenta que la reparación del material requiere la rotura de las fibras por lo que estos porcentajes tan elevados son resultados muy buenos. Este resultado era de esperar, al resanar se elimina la continuidad en la fibra, que es la que aporta las propiedades mecánicas a tracción en la dirección 1.

Por otro lado, también merece la pena comentar la influencia de la lámina extra colocada encima del parche. Esta lámina aportará más rigidez a la probeta. El módulo de elasticidad de la probeta reparada es de 57.22 MPa mientras que el de la probeta sin reparar es de 38.96 MPa, un 48.20 % más bajo. Esto se debe a que, al aumentar el espesor de la probeta en el parche, la tensión en esta zona disminuye. Y como cada capa ve menos axil, la carga que ha de aplicarse en las mordazas es mayor para una deformación constante. Esta capa también aportará resistencia a tracción en el laminado.

### 11.2.2 Conclusiones de los ensayos a flexión

Las conclusiones que arrojan los resultados obtenidos son prácticamente idénticas a las anteriores en cuanto a la naturaleza de los resultados y la razón de ser de la reparación. Las probetas extraídas de panel sin reparar presentan una resistencia a la flexión de 77.52 MPa mientras que las probetas que se obtuvieron del panel reparado presentan una resistencia de 60.01 MPa. Es decir, se tiene un 77.41 % de la resistencia inicial. Al igual que antes, se consigue recuperar la mayor parte de las propiedades del material.

### 11.2.3 Conclusiones de los ensayos de tenacidad a la fractura interlaminar

En el caso de los ensayos de tenacidad a la fractura interlaminar los resultados obtenidos si arrojan algo de luz a la realización de la reparación. La delaminación, por su naturaleza, no presenta resistencia alguna a la propagación de las grietas. En este aspecto, la reparación es de necesidad.

El resultado más evidente y que justifica la reparación es que aumenta la tenacidad a la fractura interlaminar aumenta conforme la grieta penetra en el parche. Esto significa que la energía por unidad de superficie que se ha de aportar para que la grieta avance (o que se libera cuando la grieta se propaga) va aumentando progresivamente. De hecho, el aumento de la tenacidad a la fractura interlaminar que se produce entre la zona del material original y el área del escalonamiento y el área de escalonamiento y zona base de la reparación es del 118% y 67% respectivamente.

Además, el aumento aparente de este valor es del 29%.

Esto es, la reparación mejora el comportamiento del material frente a la propagación de las grietas.

### 11.2.4 Conclusiones de los ensayos a fatiga

Es importante remarcar en este punto que los resultados extraídos de los ensayos a fatiga **no son rigurosos**, es decir, el fin de ellos no es extraer un valor cuantificable de la resistencia a fatiga del material, sino que, se pretende vislumbrar qué es lo que le ocurre a esta propiedad cuando se repara el material.

El resultado que arroja este experimento es que la vida a fatiga del material se ve altamente acortada tras la realización de la reparación del material.

Los ciclos que han aguantado las probetas reparadas no superan en ninguno de los casos los 120000 ciclos y en uno de ellos es del orden de 10 veces menos.

Esto no es lo que ocurre con las probetas sin reparar. En ambos casos, se han superado el millón de ciclos.

## 12 LÍNEAS FUTURAS

---

### 1. Recrear con precisión el mecanismo de generación del daño sobre el panel original:

Se ha de tener en cuenta que en este proyecto se ha fabricado la delaminación artificialmente. Recrear la delaminación como una lámina de desmoldeante entre dos láminas no se realista. El mecanismo de creación de delaminaciones lleva asociado un daño que no se ha tenido en cuenta.

Como se observa en la Figura 12.1 la aparición de la delaminación, en este caso creada por un impacto, lleva asociada grietas transversales y longitudinales que se producen tanto en el refuerzo como en la matriz. Estas grietas afectarán a las propiedades del material sin reparar, fenómeno que no se ha modelado en este proyecto.



Figura 12.1 Monolítico de fibra de carbono dañado

De cara al futuro se podría dañar el material siguiendo un procedimiento normalizado, como el descrito en la ASTM D2794, por ejemplo. Esta norma describe la forma en la que un esquema de pintado sobre una probeta de aluminio es impactado, creándose un daño localizado. El equipo que se emplea es un impactómetro normalizado, como el que se muestra en la Figura 12.2.

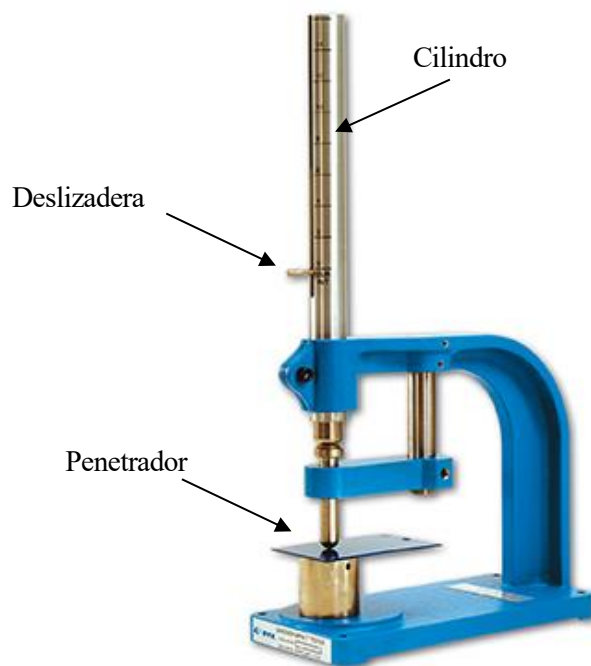


Figura 12.2 Impactómetro Heavy-Duty

El impactómetro presenta un indentador, debajo del cual se colocaría la probeta. Este es el encargado de dañar el material. También tiene un cilindro metálico y hueco que posee un soporte que se puede deslizar en el interior. En este se colocan unos pesos que serán los encargados, con la ayuda de la gravedad, de imprimir energía al indentador. Para esto, el cilindro lleva impreso una escala que mide la altura lo que permite replicar con gran precisión un mismo proceso de impacto.

## 2. Reparar y ensayar grandes paneles:

Sería interesante aplicar distintos tipos de reparación a paneles de grandes dimensiones. Usualmente, las zonas afectadas por un impacto suelen ocupar gran parte del dominio del material. Además, la forma en la que se resana es creando una geometría curva alrededor del área dañada.

Como se puede observar en la Figura 12.3, el área de reparación es circular y el escalonamiento está delimitado por círculos concéntricos de distinto ancho y de espesor variable. Es decir, el ancho del escalón varía de uno a otro y, además, las láminas que se resanan en cada escalonamiento parecen ser distintas a simple vista.



Figura 12.3 Reparación in-situ

También se puede ver que la eliminación de material ocupa todo el espesor de la pieza. No se dejan láminas sin resanar. Esto obliga a que la reparación sea del tipo ‘doubler’. Lo que obliga a laminar tanto en la cara que se ve de la pieza como en la opuesta. Esto además obligaría a crear dos bolsas de vacío.

### 3. Híbrido de la reparación:

Otro tipo de reparación que se puede estudiar es aquella que, en vez de empelar cinta unidireccional recreando la secuencia de apilado, emplea tejido, como la que se muestra en la Figura 12.4.



Figura 12.4 Parche de reparación de tejido sobre monolítico de cinta unidireccional

Este tipo de reparaciones se caracterizan por ser más rápidas de realizar. El espesor de los tejidos preimpregnados es mayor que el de la cinta unidireccional. Esto hace que el número de capas que haya que apilar sea menor para un mismo espesor. Además, el trabajo de preparación que habría que realizar también se reduciría porque habría que cortar, apilar y orientar menor láminas.





# ANEXO 1. RESULTADOS DE LOS ENSAYOS

## 1.1 Ensayos de tracción

En las gráficas que se muestran a continuación, la línea azul hace referencia a la carga que soporta la probeta. La lectura de datos ha de realizarse en el eje vertical izquierdo. La roja es la apertura del extensómetro y corresponde al eje vertical derecho.

### 1.1.1 Resultados sobre probetas sin reparar

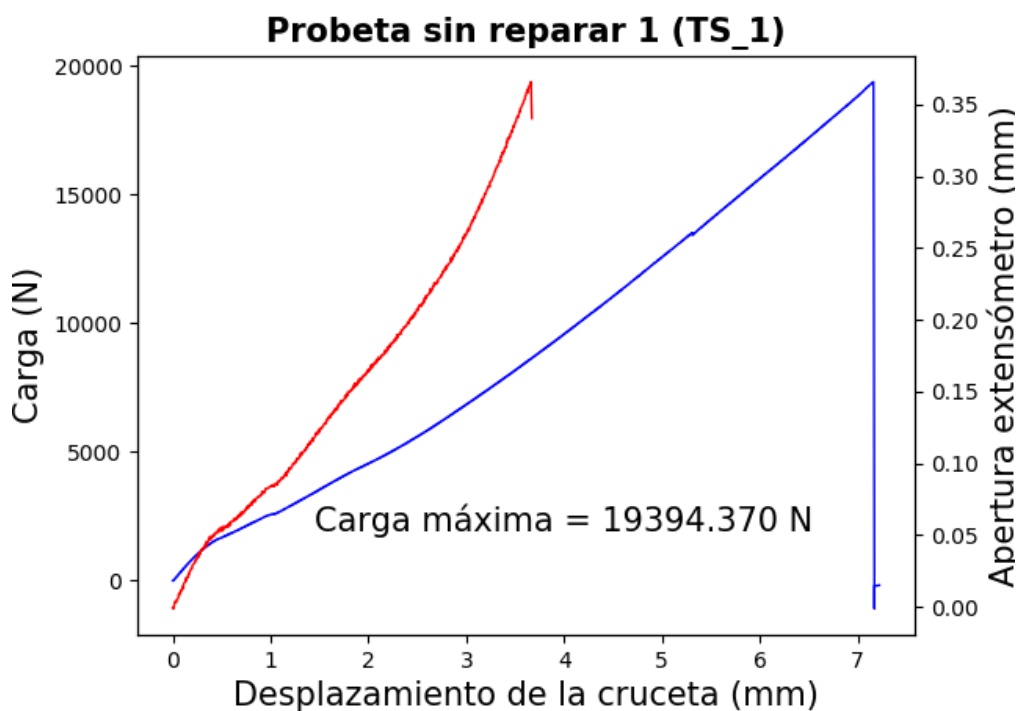


Figura A 1 Resultado de la probeta sin reparar 1

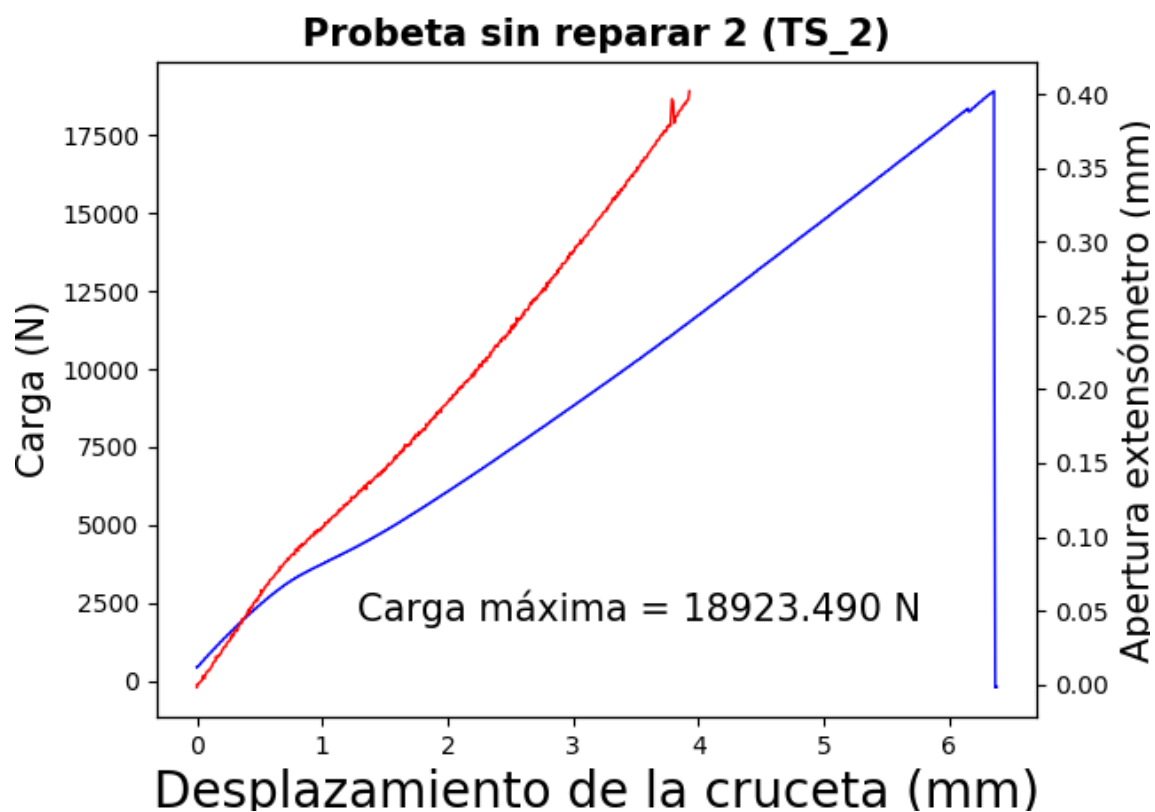


Figura A 2 Resultado de la probeta sin reparar 2

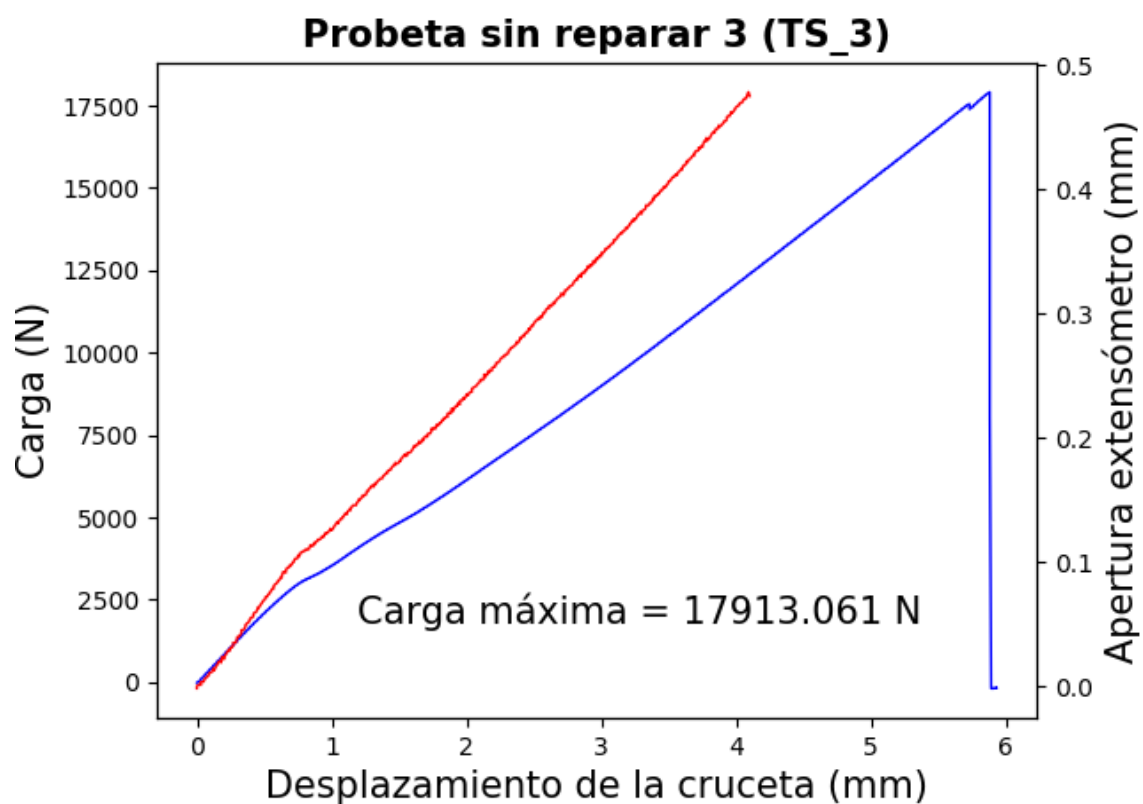


Figura A 3 Resultado de la probeta sin reparar 3

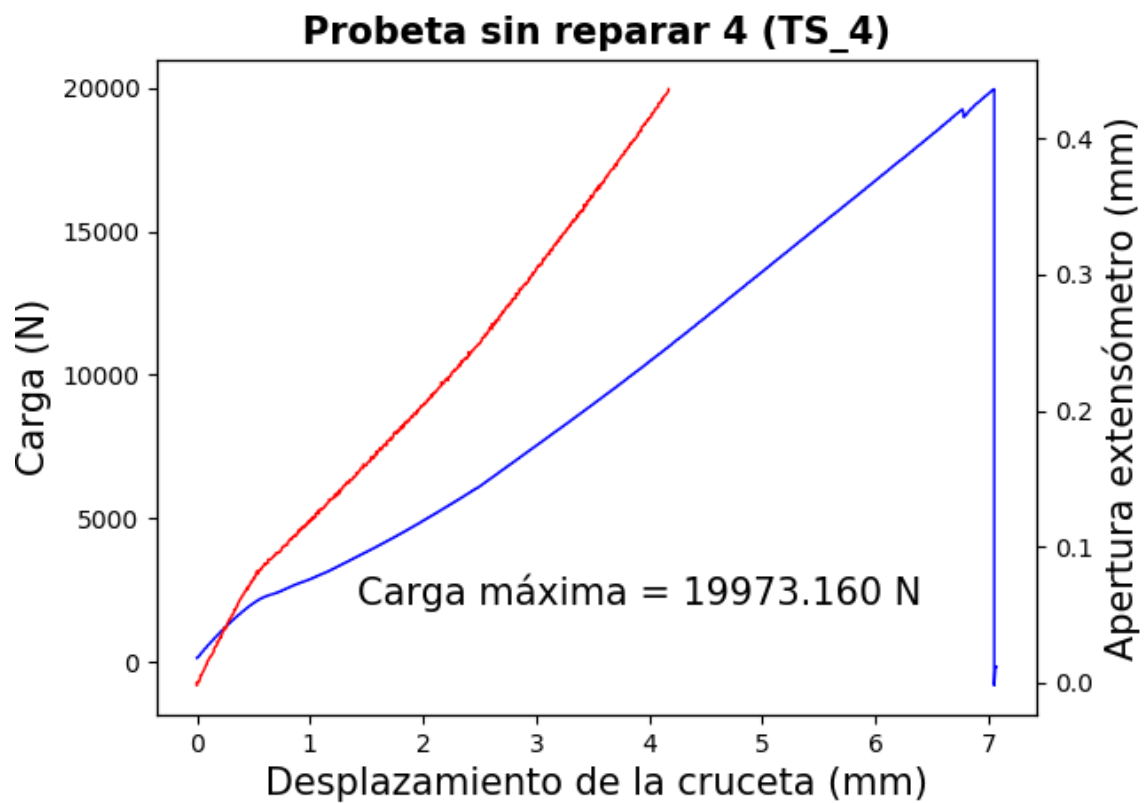


Figura A 4 Resultado de la probeta sin reparar 4

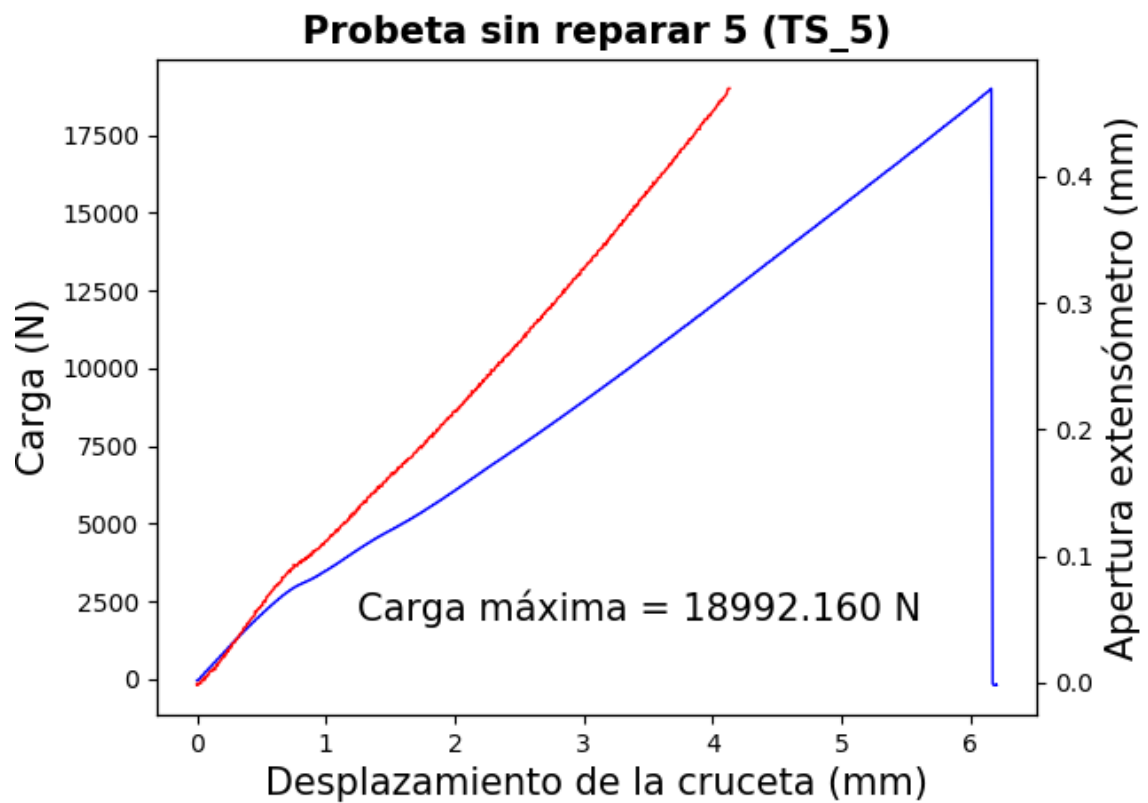


Figura A 5 Resultado de la probeta sin reparar 5

### 1.1.2 Resultados sobre probetas reparadas

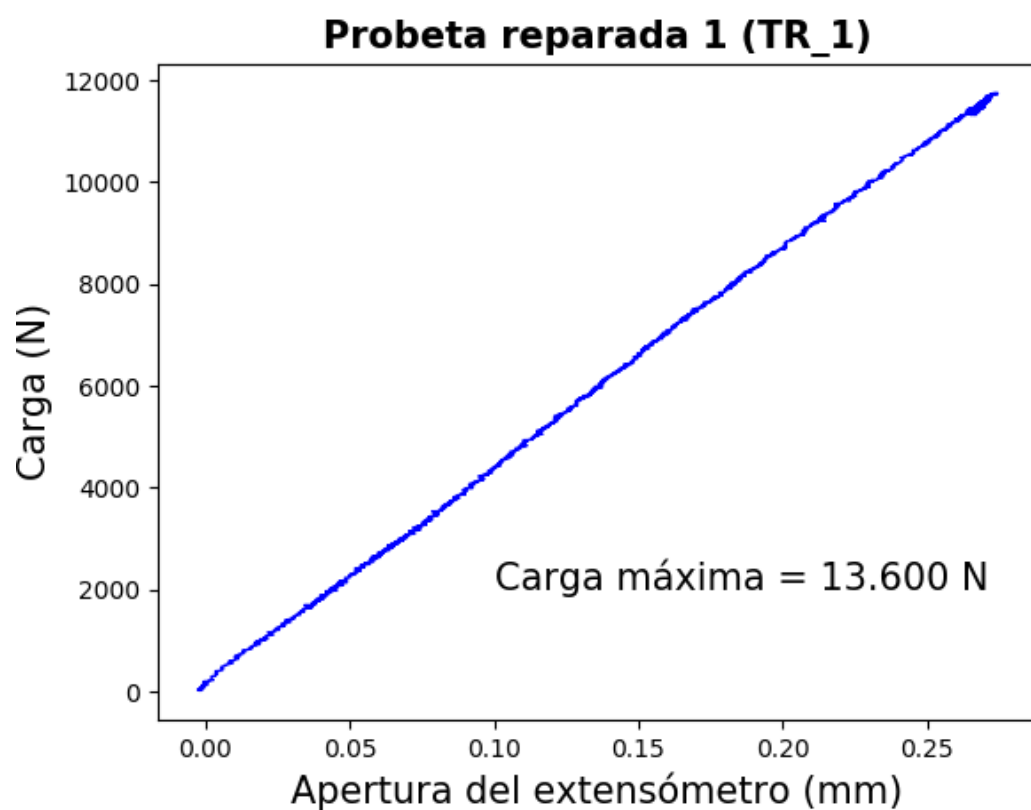


Figura A 6 Resultado de la probeta reparada 1

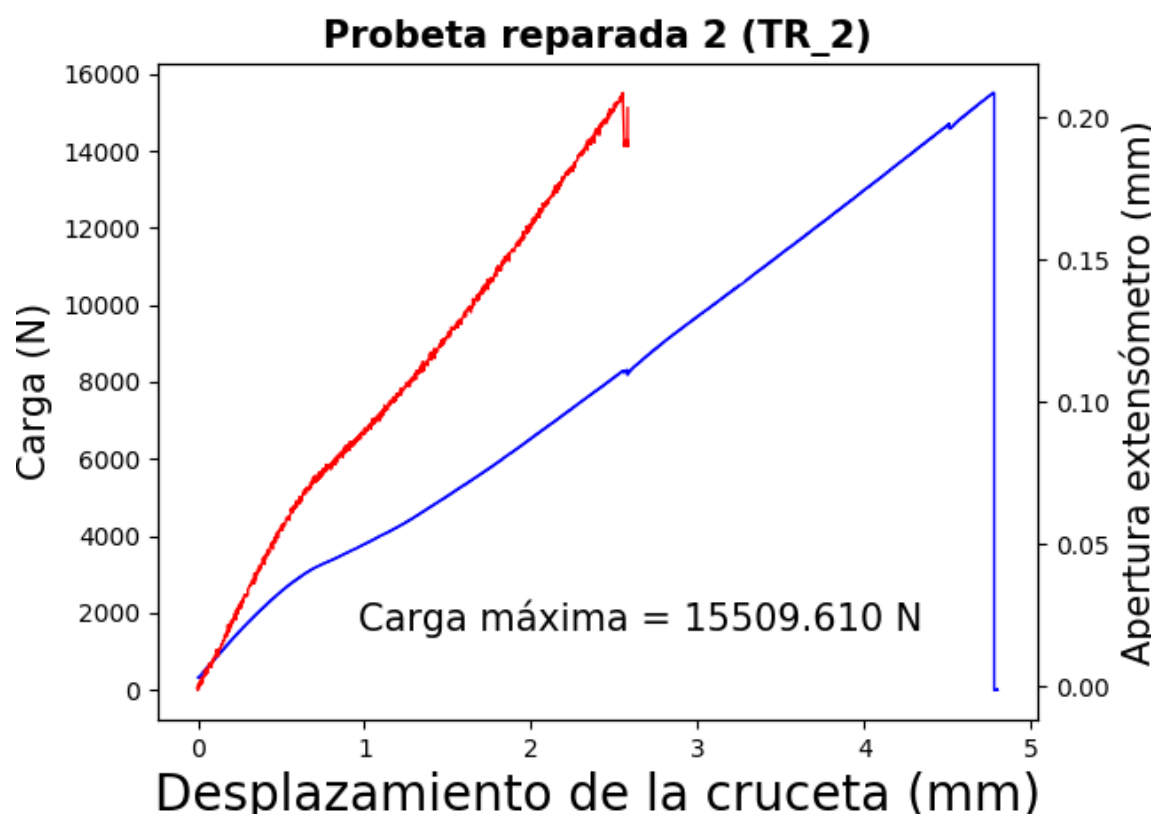


Figura A 7 Resultado de la probeta reparada 2

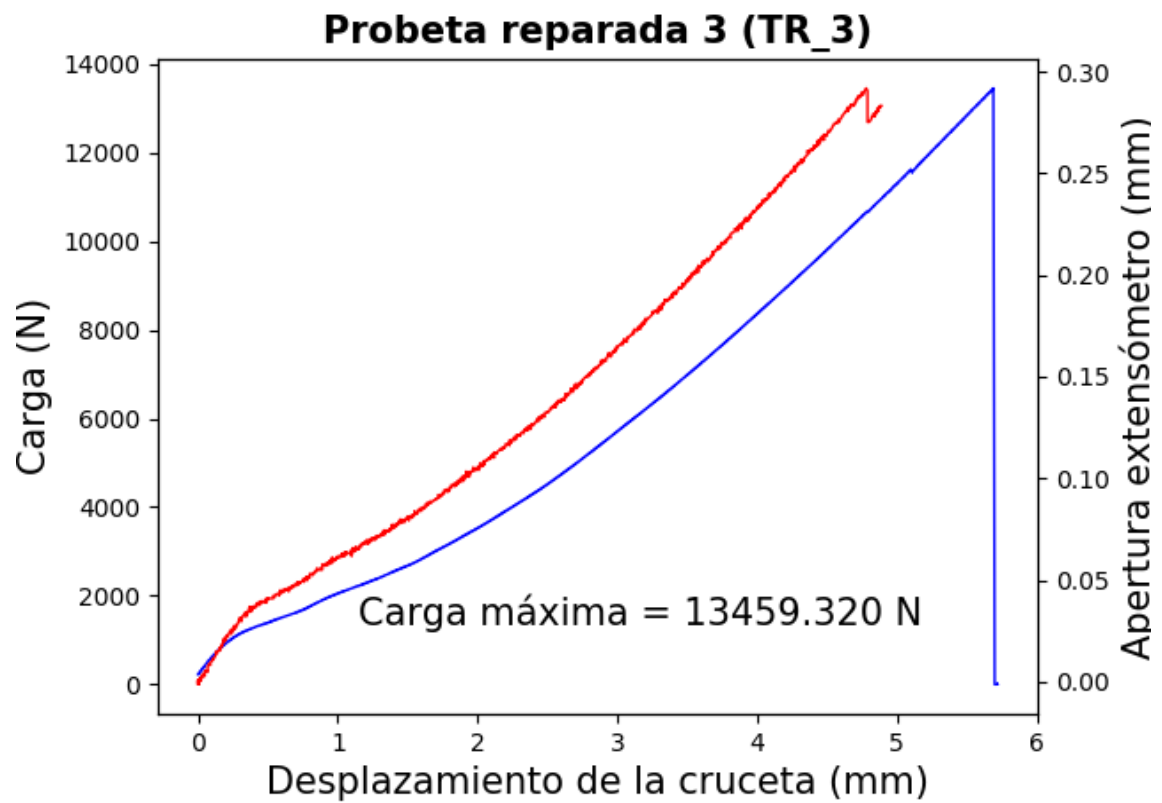


Figura A 8 Resultado de la probeta reparada 3

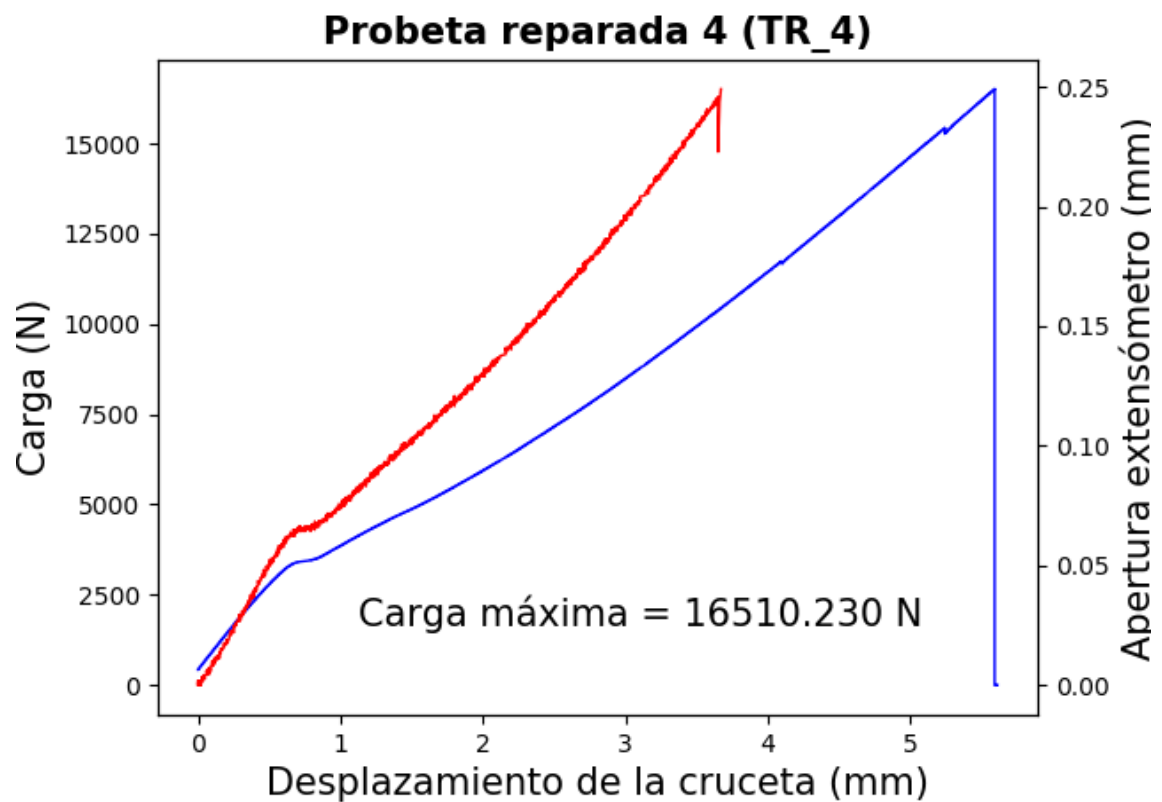


Figura A 9 Resultado de la probeta reparada 4

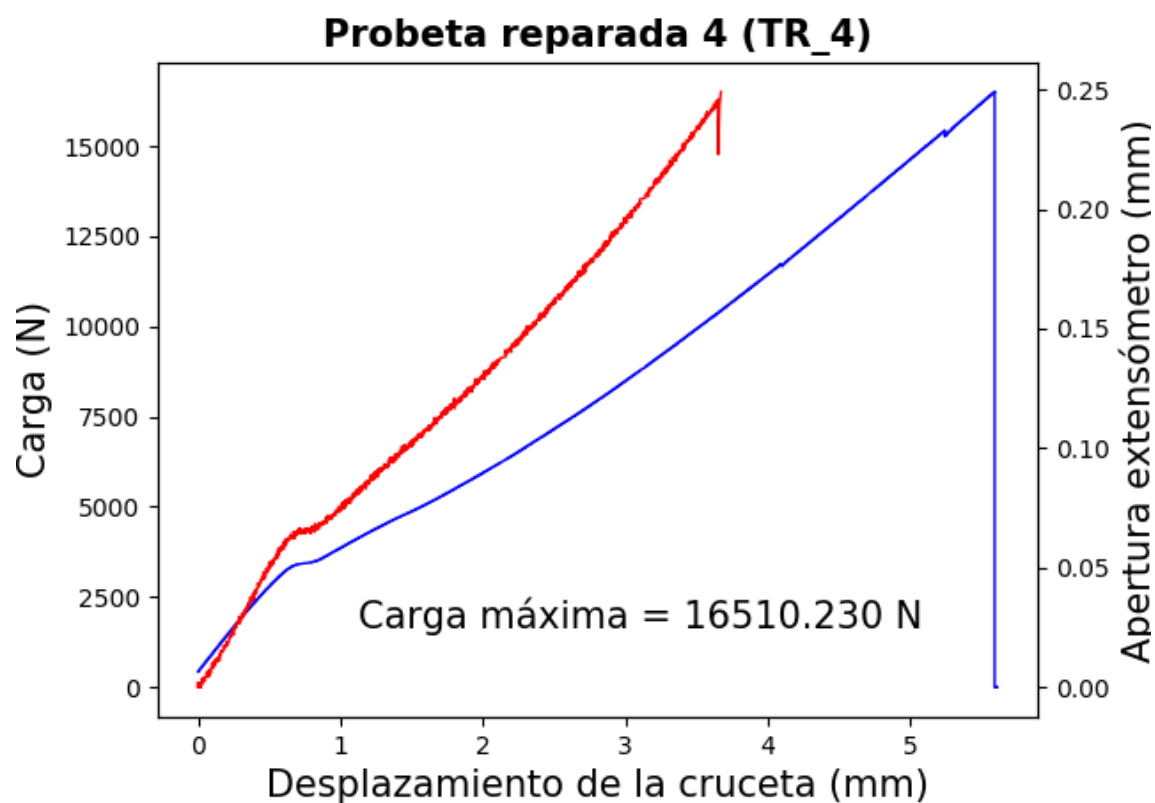


Figura A 10 Resultado de la probeta reparada 5

En el caso del primer ensayo, TR\_1, cabe mencionar que no se seleccionó bien el tipo de ensayo a realizar. No hubo lectura de apertura de las mordazas, sino que solo la hubo de apertura del extensómetro.

Aunque los resultados que se obtiene son los mismos, ya que se puede extraer la carga última y el módulo de Young, el análisis que se puede hacer de estos está acotado. No se puede observar la pérdida de linealidad en el comportamiento del material. Tampoco se puede ver la evolución del daño del material hasta la rotura.



## 1.2 Ensayos de flexión

### 1.2.1 Resultados sobre probetas sin reparar

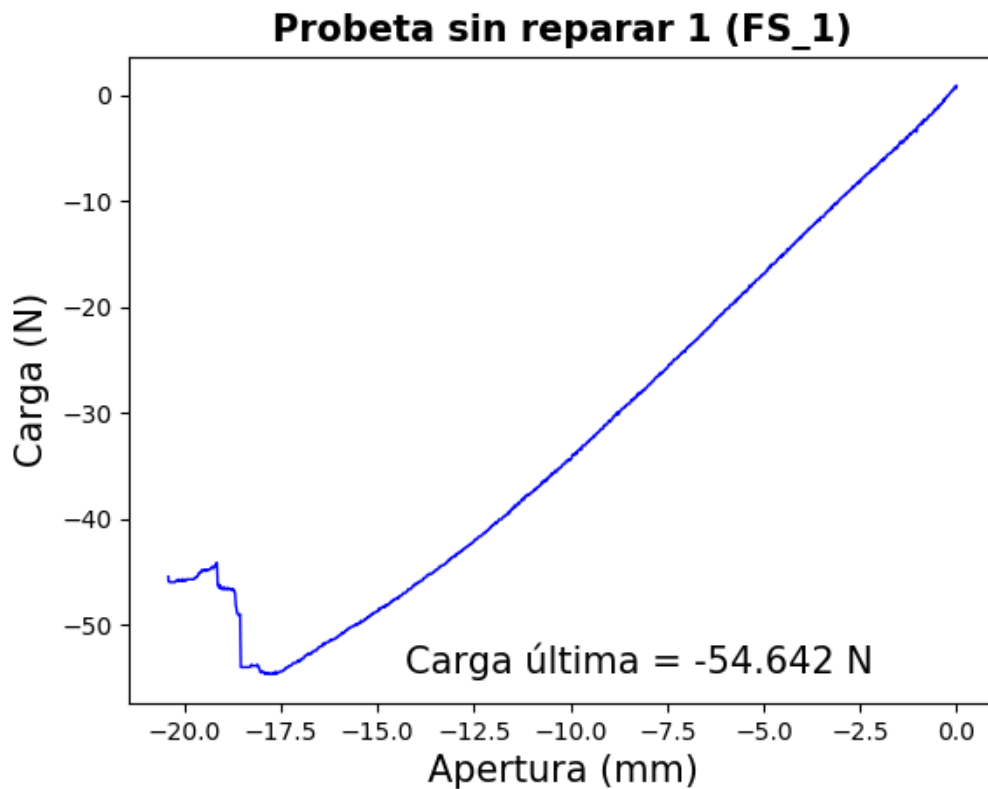


Figura A 11 Resultado de la probeta sin reparar 1

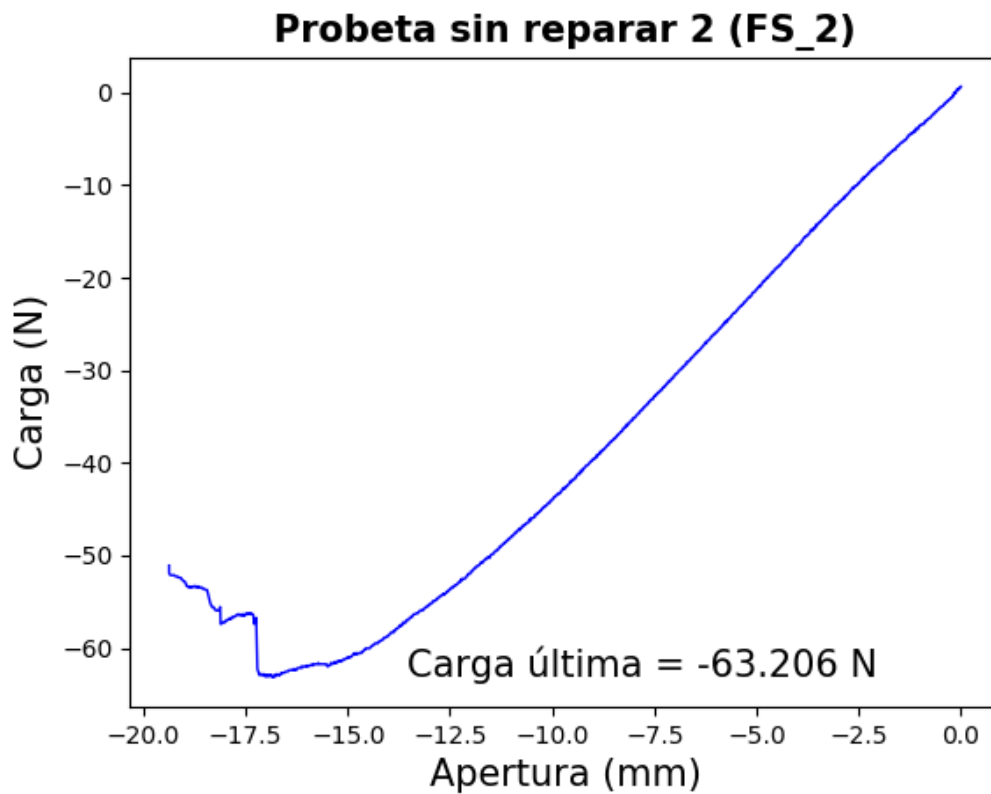


Figura A 12 Resultado de la probeta sin reparar 2

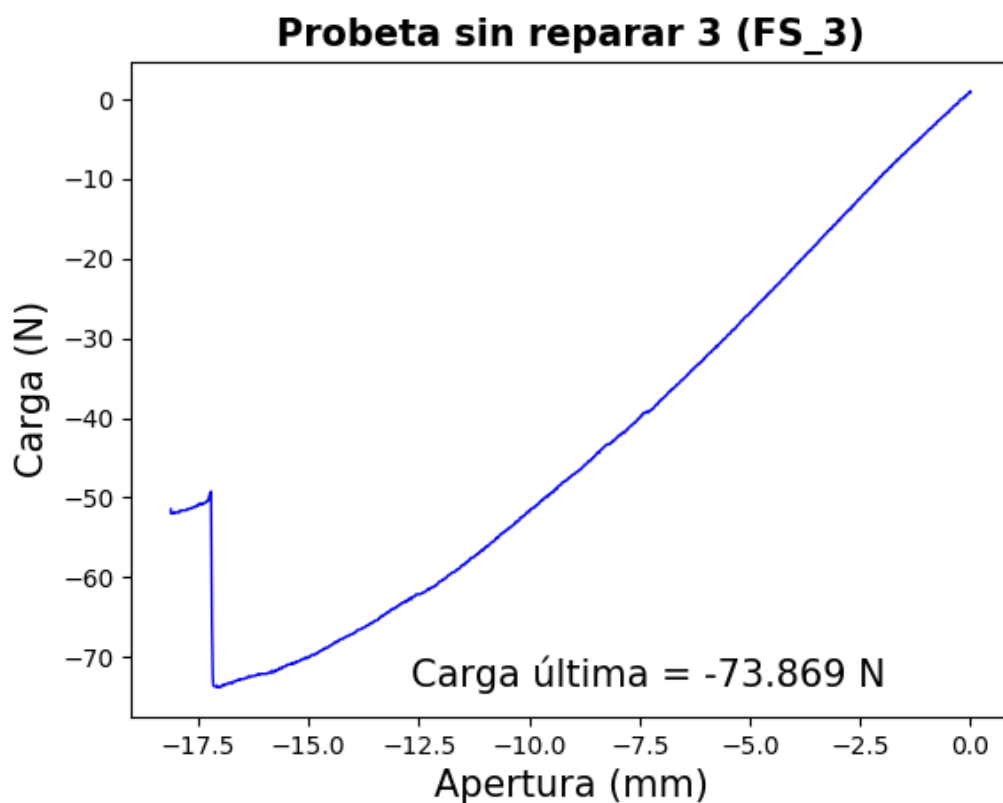


Figura A 13 Resultado de la probeta sin reparar 3

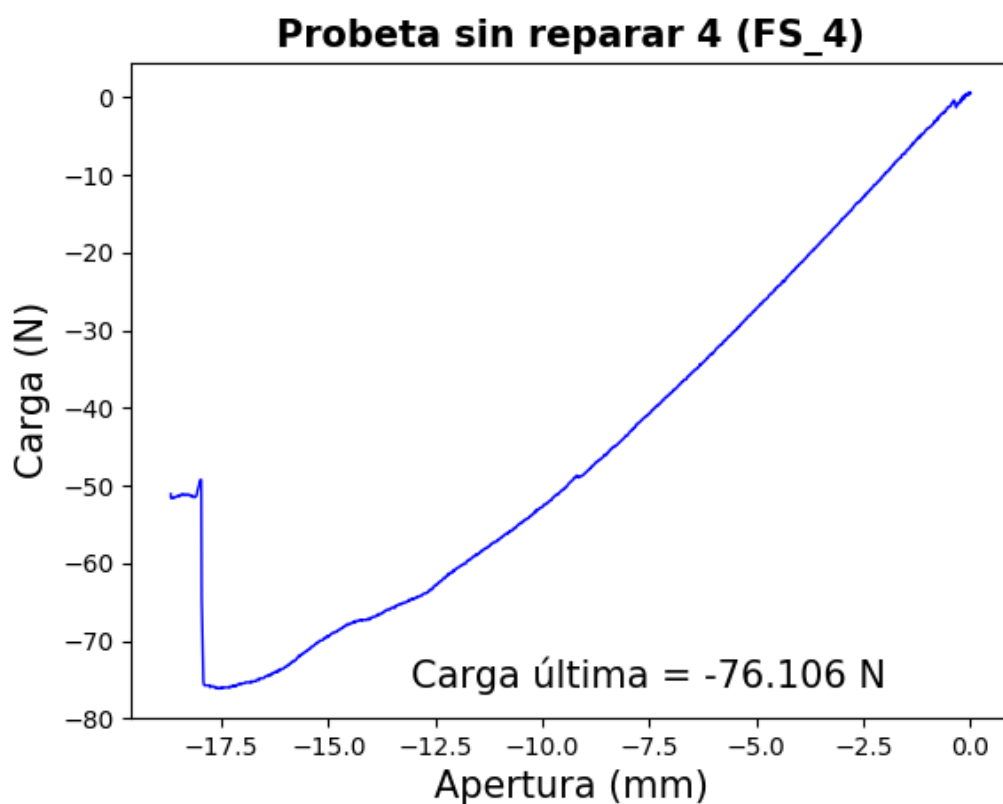


Figura A 14 Resultado de la probeta sin reparar 4

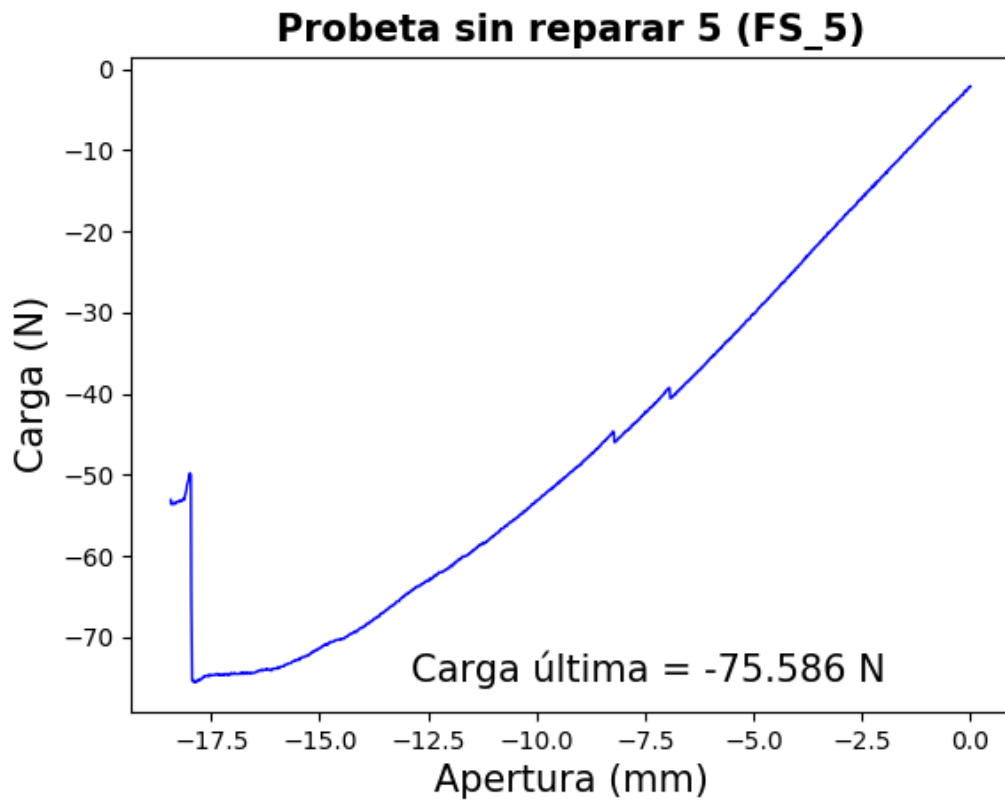


Figura A 15 Resultado de la probeta sin reparar 5

### 1.2.1 Resultados sobre probetas reparadas

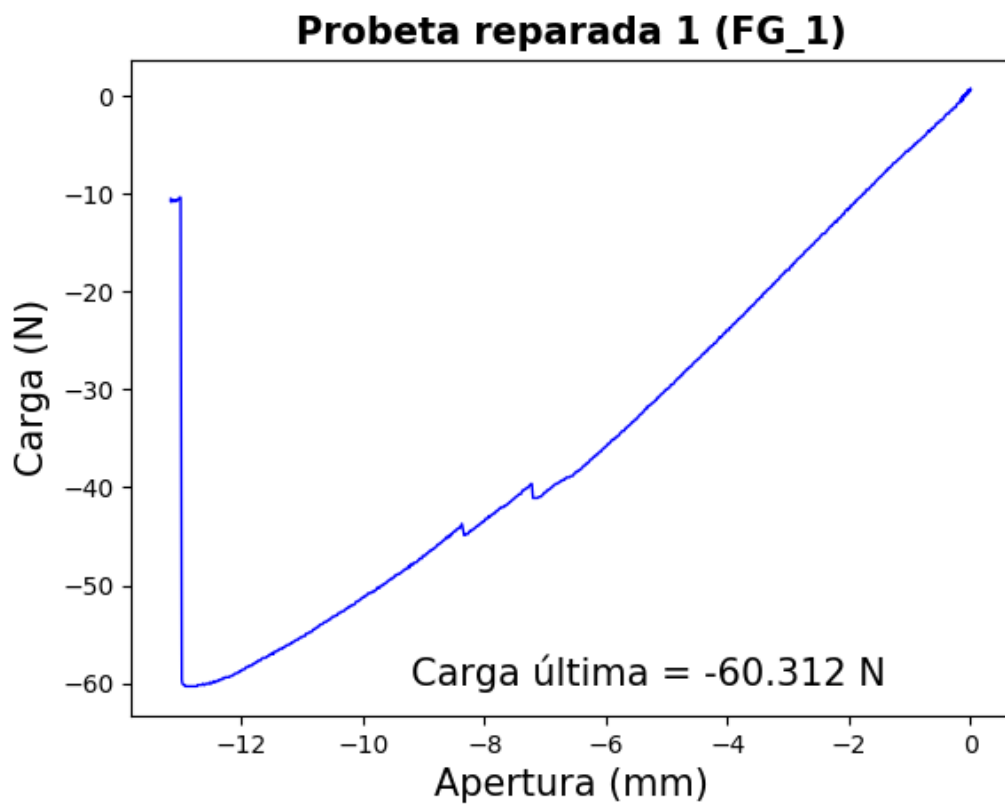


Figura A 16 Resultado de la probeta reparada 1

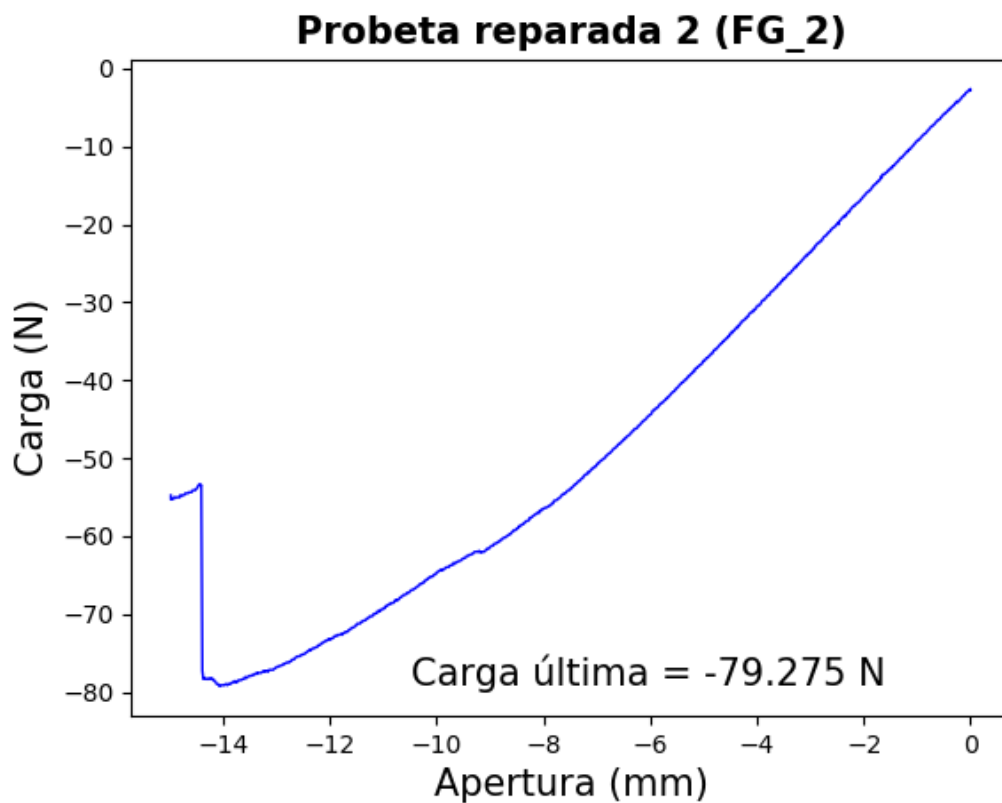


Figura A 17 Resultado de la probeta reparada 2

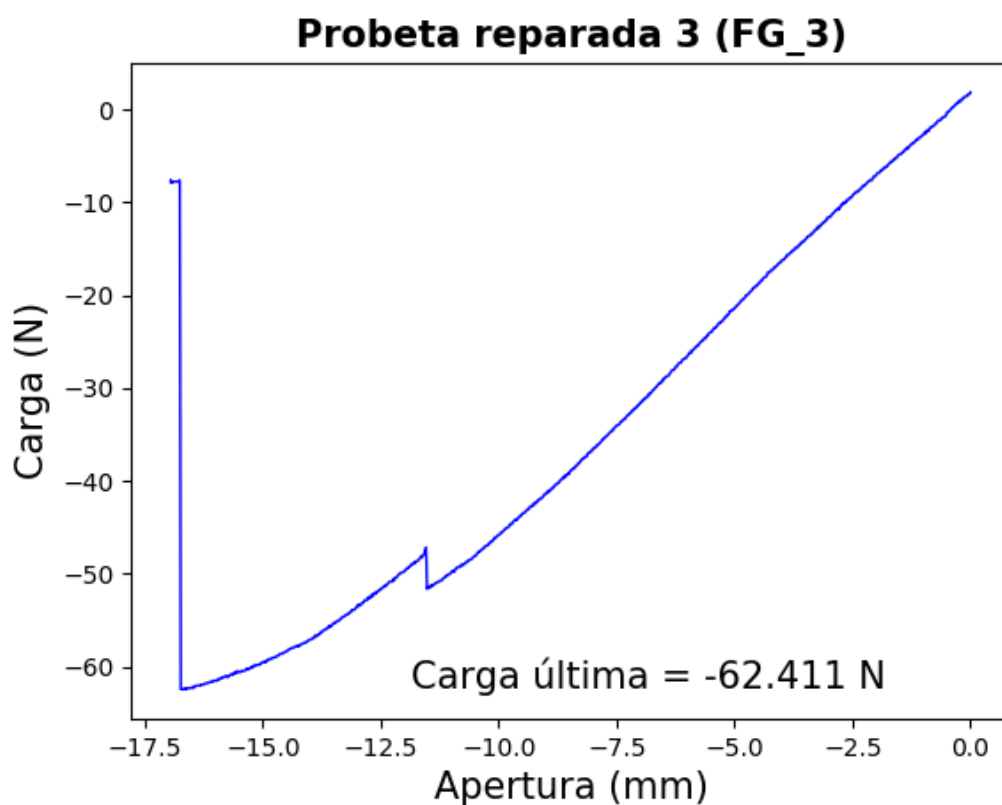


Figura A 18 Resultado de la probeta reparada 3

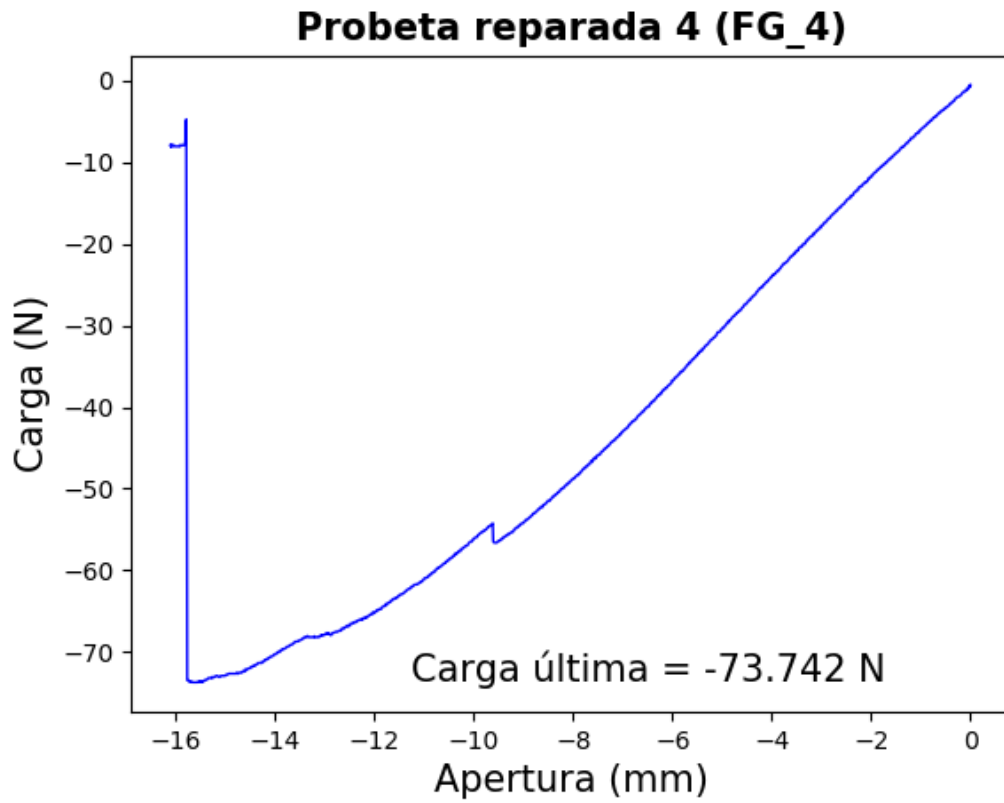


Figura A 19 Resultado de la probeta reparada 4

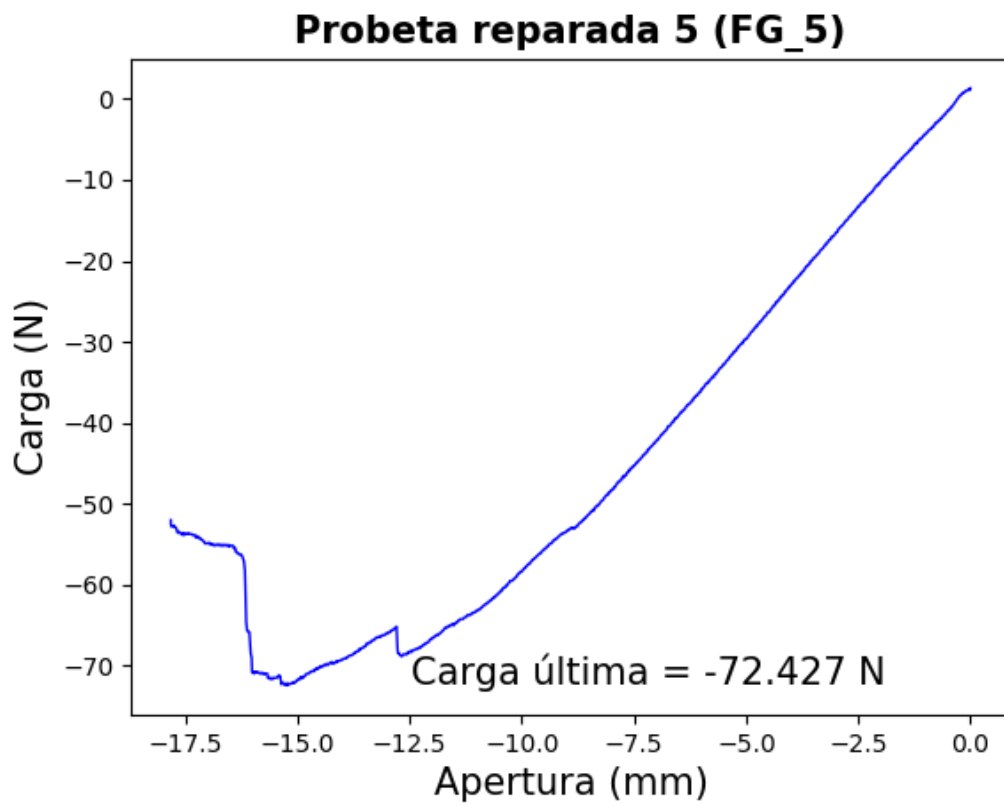


Figura A 20 Resultado de la probeta reparada 5

### 1.3 Ensayos de la tenacidad a la fractura interlaminar

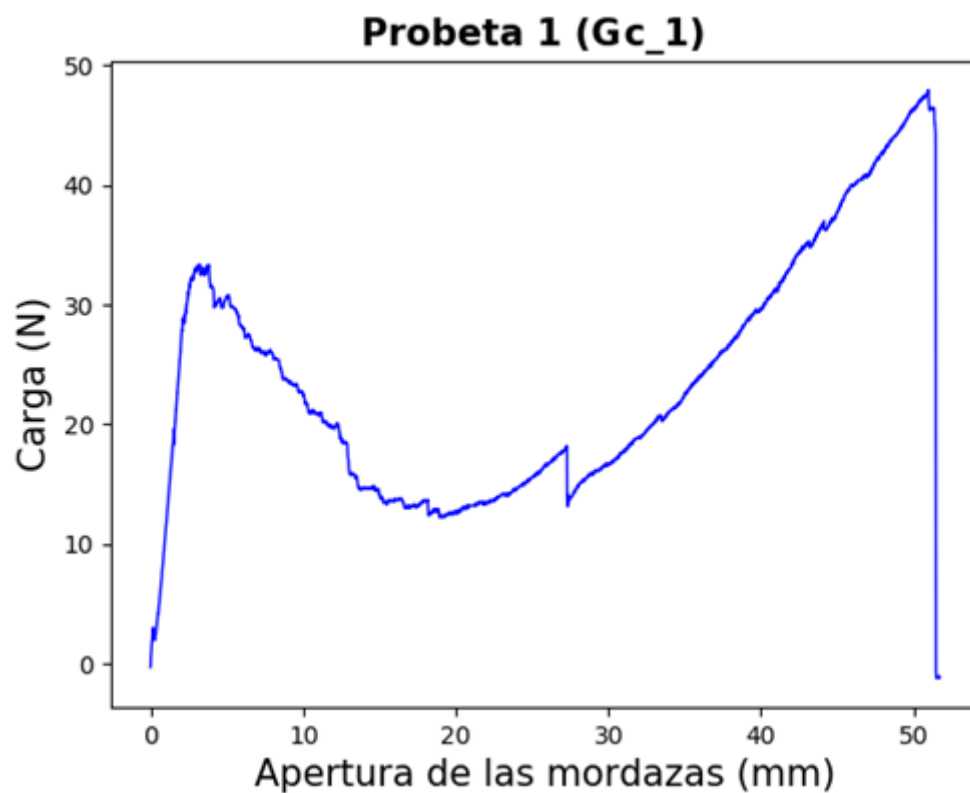


Figura A 21 Resultado completo del Gc de la probeta 1

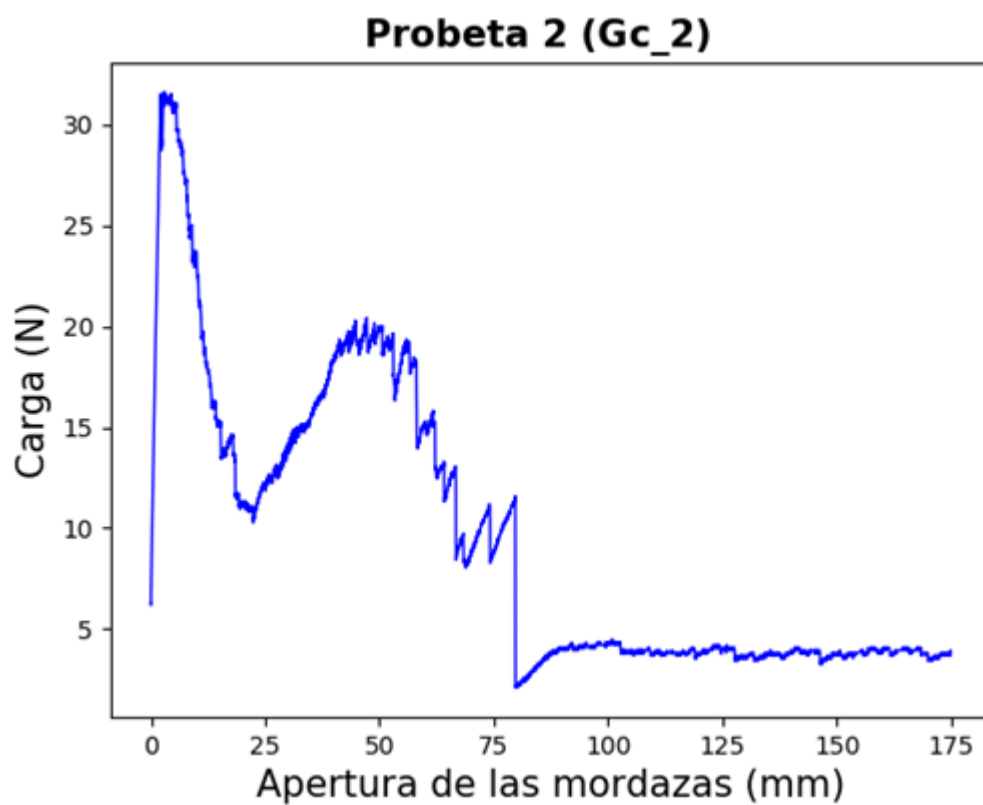


Figura A 22 Resultado completo del Gc de la probeta 2

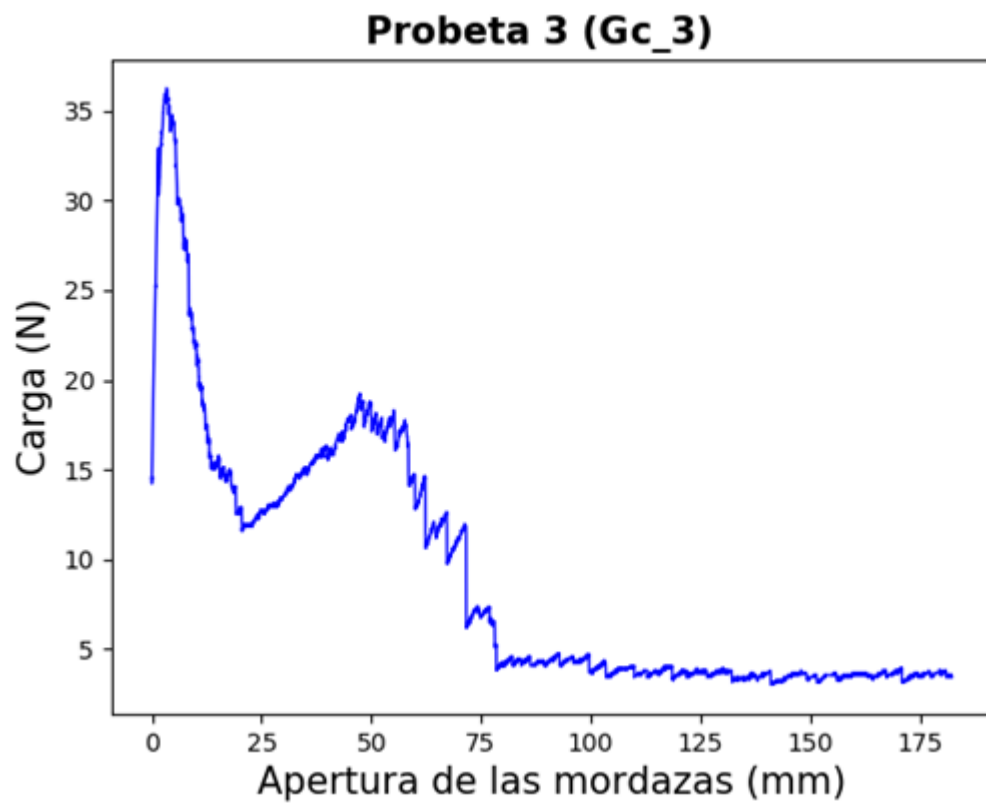


Figura A 23 Resultado completo del Gc de la probeta 3

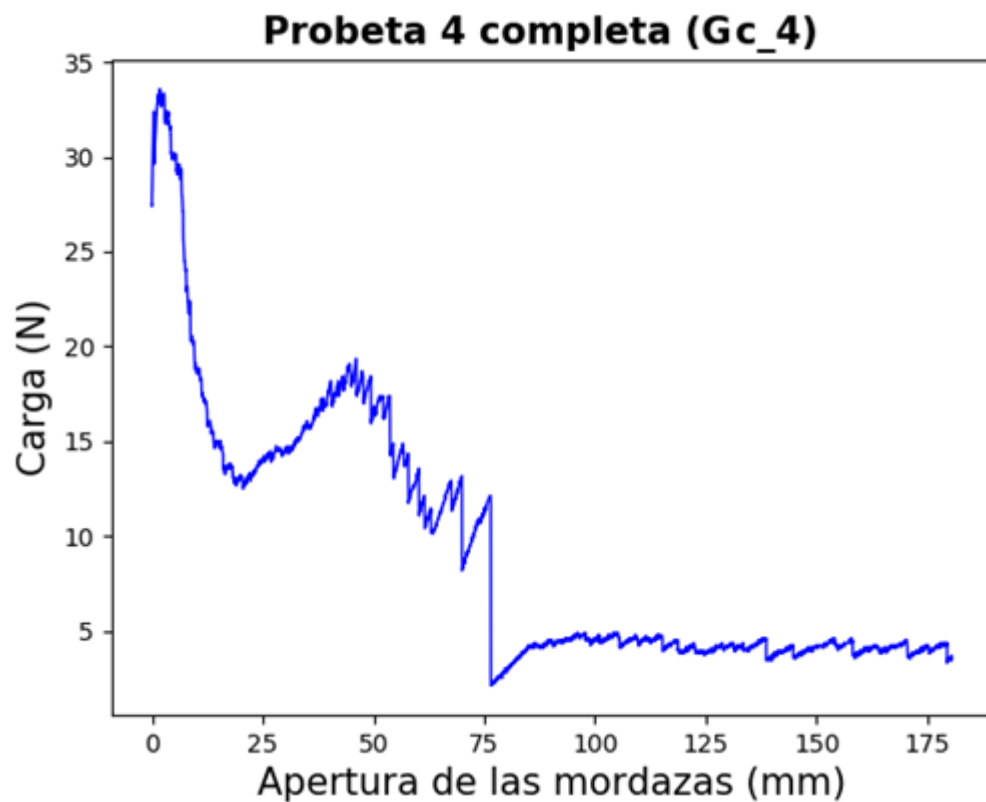


Figura A 24 Resultado completo del Gc de la probeta 4



## 1.4 Ensayos de fatiga

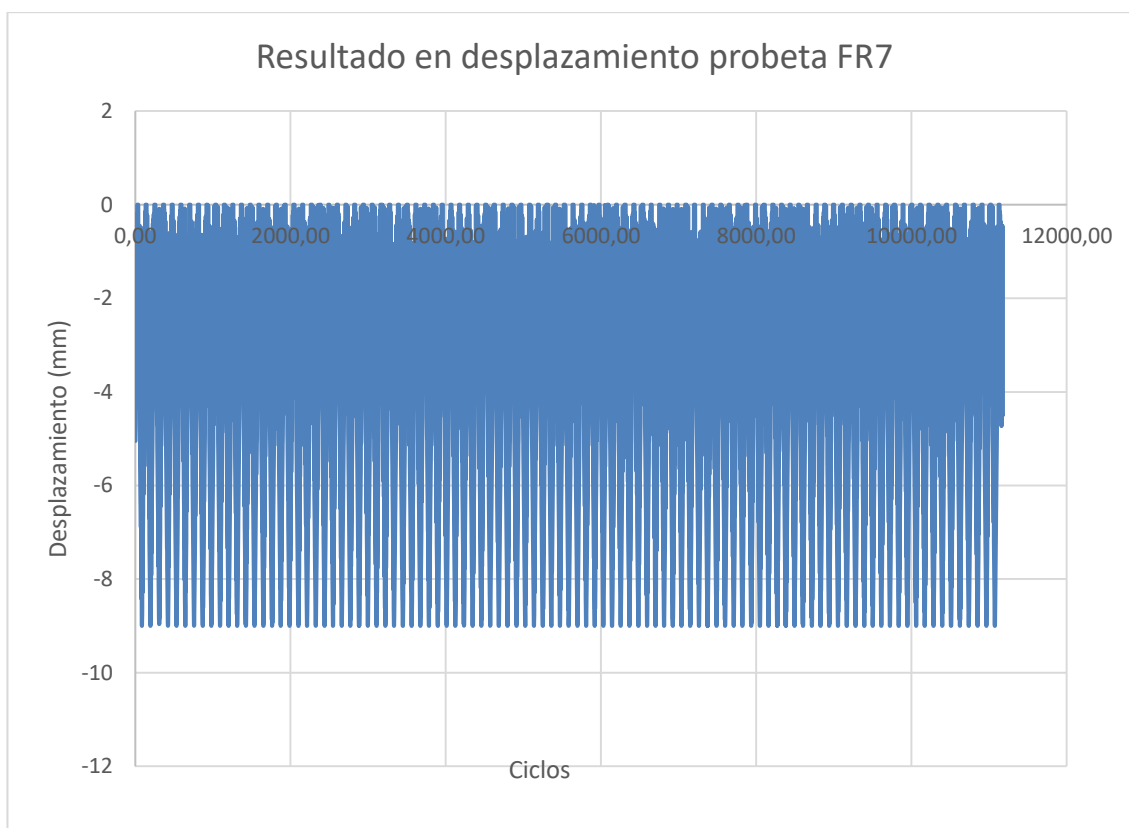


Figura A 25 Resultado en desplazamientos de la probeta FR7

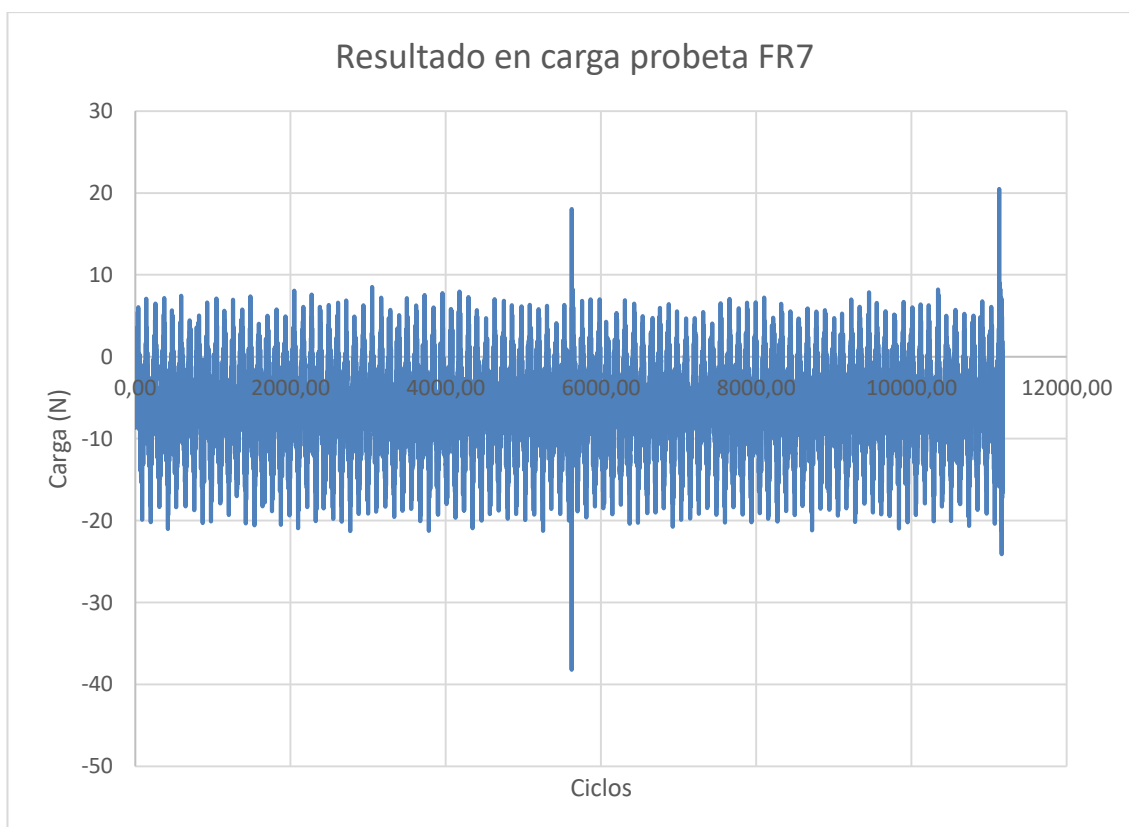


Figura A 26 Resultado en carga de la probeta FR7

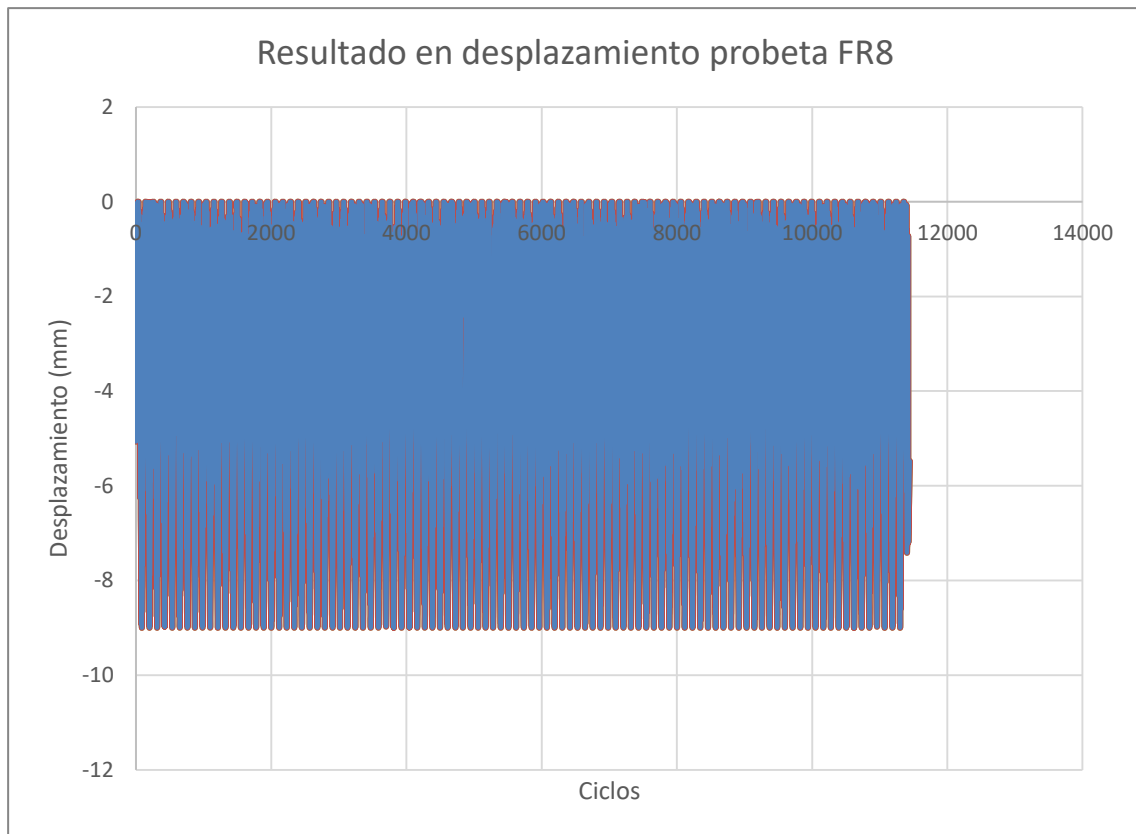


Figura A 27 Resultado en desplazamiento de la probeta FR8

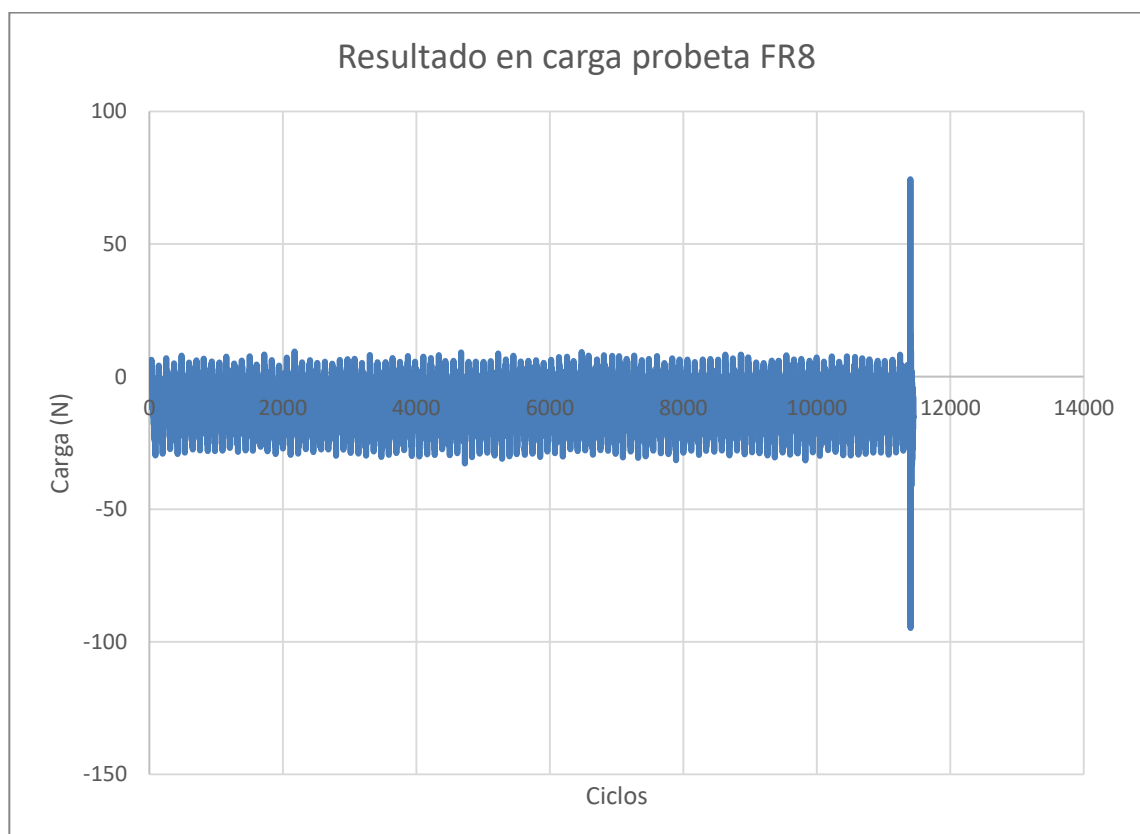


Figura A 28 Resultado en carga de la probeta FR8

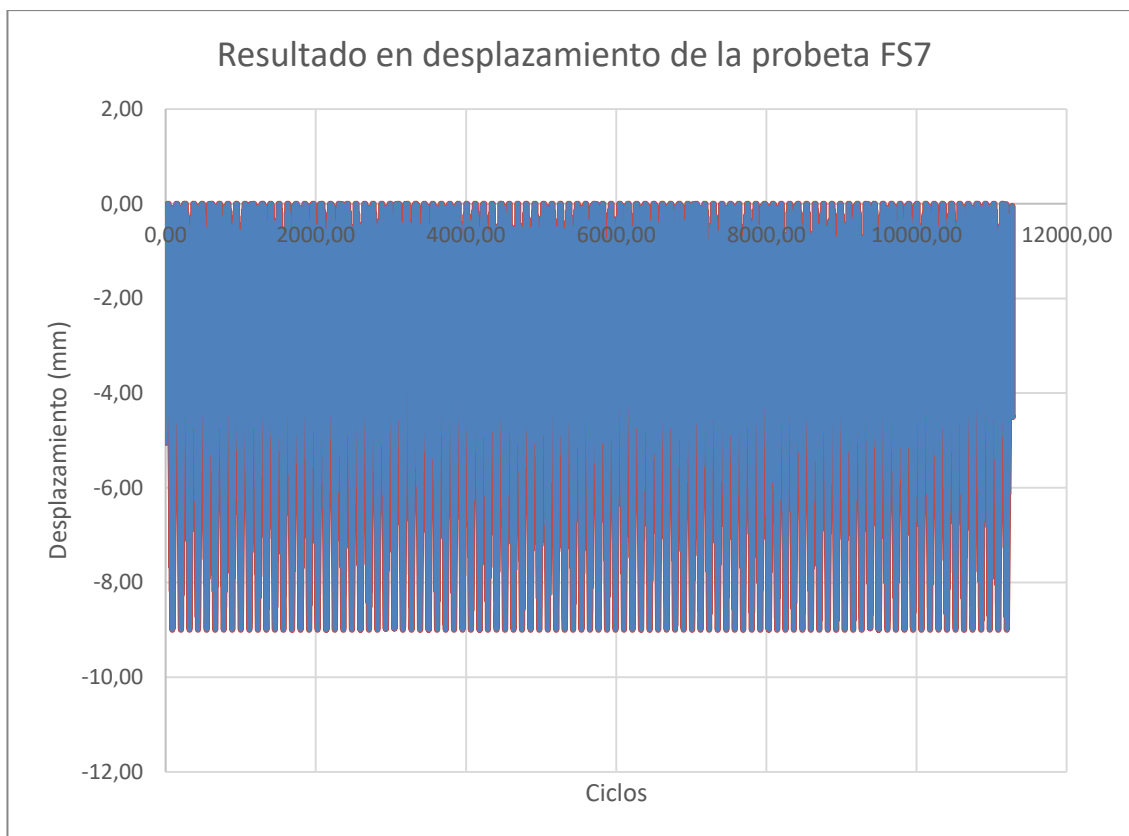


Figura A 29 Resultado en desplazamiento de la probeta FS7

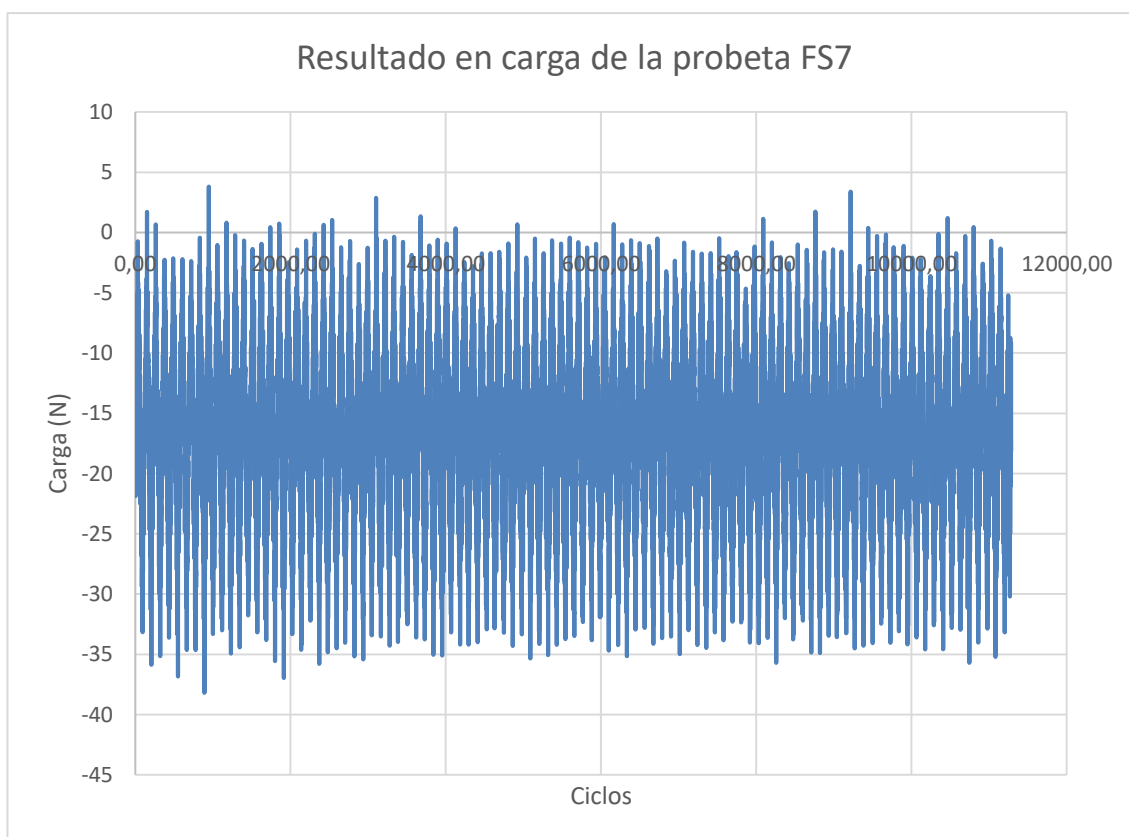


Figura A 30 Resultado en carga de la probeta FS7

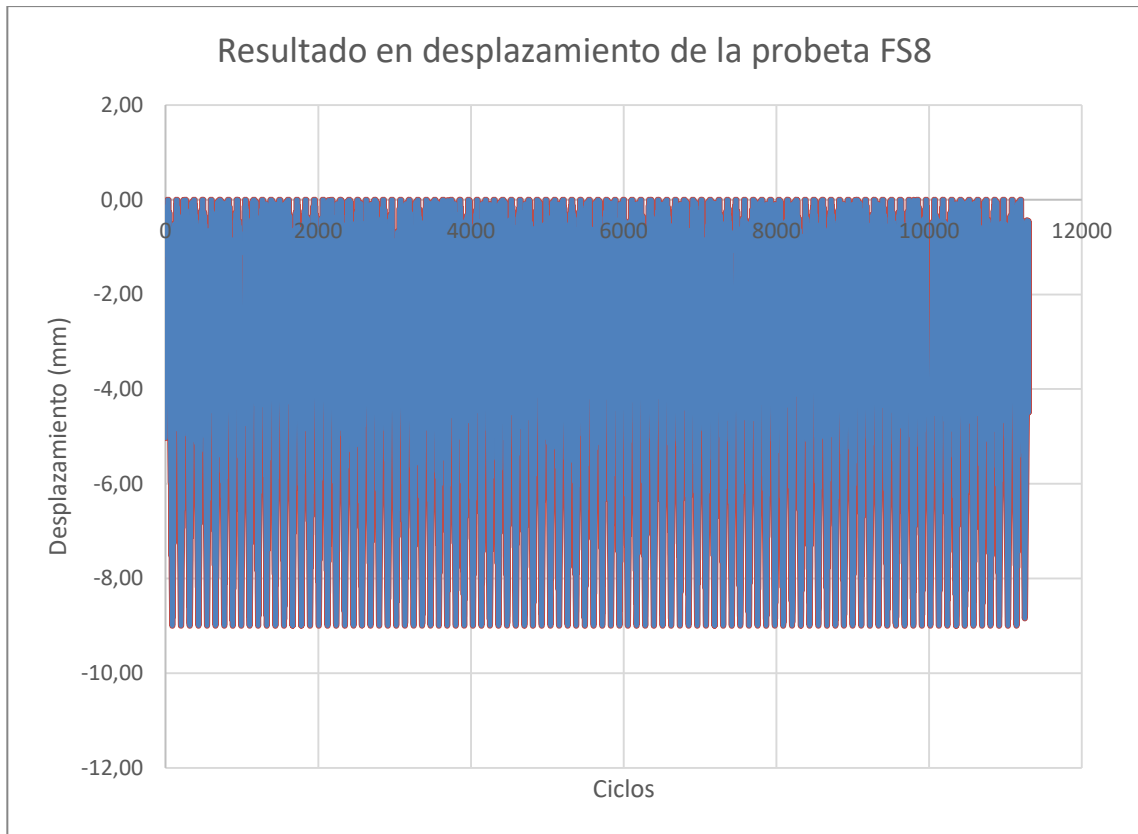


Figura A 31 Resultado en desplazamiento de la probeta FS8

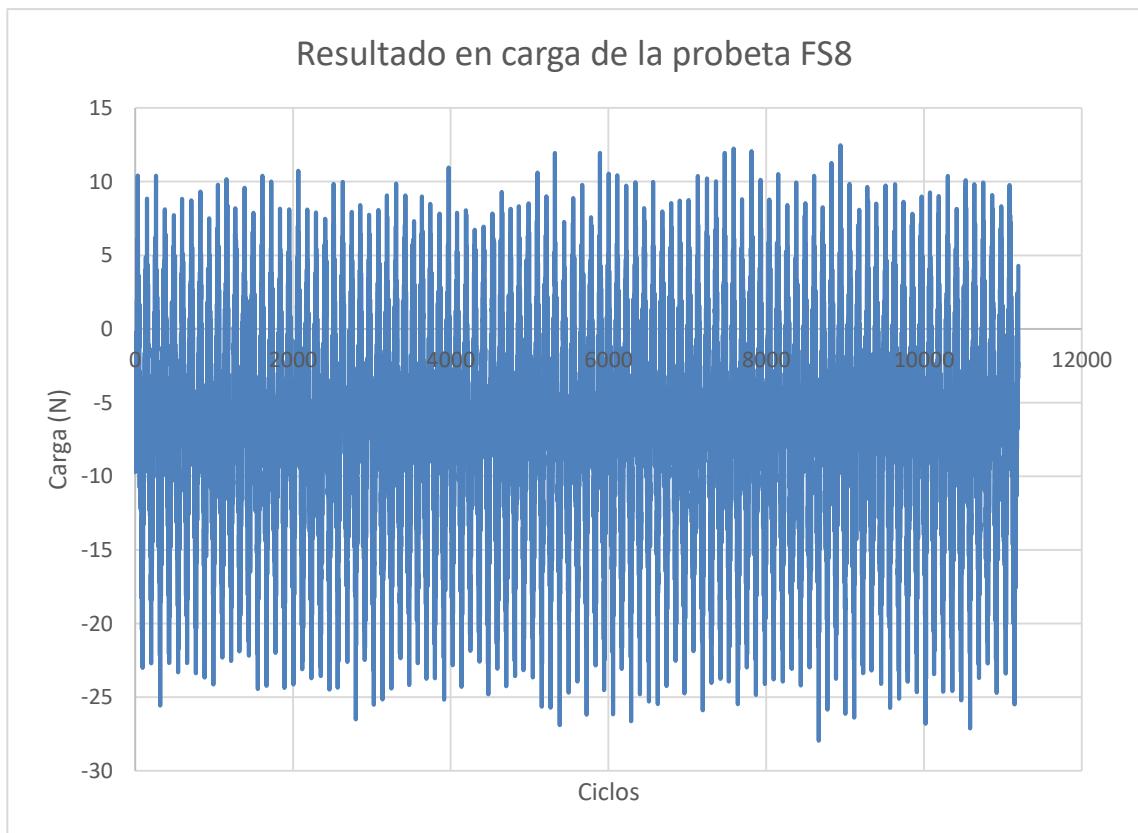


Figura A 32 Resultado en carga de la probeta FS8



# REFERENCIAS

---

- [1] W. G. Roeseler, «Composite Structures: The first 100 years,» *16TH INTERNATIONAL CONFERENCE ON COMPOSITE MATERIALS*, 2007.
- [2] K. Chawla, *Composite Materials Science and Engineering*, New York: Springer, 1998.
- [3] P. Morgan, *Carbon fiber and their composites*, Taylor & Francis Group, 2005.
- [4] D. C. T. Hull, *An Introduction to Composite Materials*, Cambridge: Cambridge University, 2002.
- [5] J. M. Torralba, *Materiales compuestos de matriz metálica. I parte. Tipos, propiedades y aplicaciones*, ResearchGate, 2000.
- [6] S. V. Lomov, *Non-crimp fabric composites. Manufacturing, properties and applications*, Woodhead Publishing, 2011.
- [7] J. Cañas, J. C. Marín, A. Barroso, F. París, *Introducción al análisis y diseño con materiales compuestos*, Sección de Publicaciones ETSI, 2008.
- [8] Sanjay K. Mazumdar, *Composites Manufacturing. Materials, Product, and Process Engineering*, CRC, 2002.
- [9] C. N. Duong, *Composite Repair. Theory and Design*, Elsevier, 2007.
- [10] R. D. Adams, «Strength predictions for lap joints, especially with composite,» *Journal of Adhesion*, p. 219–242, 1989.
- [11] J. E. Masters, *Basic Failure Modes of Continuous Fibre Composites*, In *Engineered Materials Handbook*, 1987.

- [12] C. Talreja, «Damage and failure of composite materials,» *Cambridge University Press*, p. 38, 2012.
- [13] S. Halliwell, Repair of fibre reinforced polymer structures, NCN, 2012.
- [14] Z. C. Hogerbrug, «REPAIR OF COMPOSITES IN AEROSPACE INDUSTRY,» *AviationFacts.eu*, 2016.
- [15] «Netcomposites,» ABARIS. <https://netcomposites.com/guide-tools/guide/repair/the-repair-patch/> (Consultado el 11/05/2019).



